National Defence | Défense nationale

C-12-114-0A0/MF-001

DESCRIPTION AND MAINTENANCE INSTRUCTIONS

CT114 TUTOR

AIRFRAME GROUP

(BILINGUAL)

DESCRIPTION ET INSTRUCTIONS DE MAINTENANCE

CT114 TUTOR

CELLULE

(BILINGUE)

Issued on Authority of the Chief of the Defence Staff
Publiée avec l'autorisation du Chef d'état-major de la Défense

OPI: DAEPM (FT) 5-2 **2002-09-01**
BPR : DPEAG (AE et C) 5-2 **Ch 2 2005-04-18**

Canada

LIST OF EFFECTIVE PAGES

Insert latest changed pages; dispose of superseded pages in accordance with applicable orders.

NOTE

The portion of the text affected is indicated by a black vertical line in the margin of the page. Changes to illustrations are indicated by miniature pointing hands or black vertical lines.

Dates of issue for original and changed pages are:

ÉTAT DES PAGES EN VIGUEUR

Insérer les pages le plus récemment modifiées et disposer de celles qu'elles remplacent conformément aux instructions applicables.

NOTA

La partie du texte touchée par le plus récent modificatif est indiquée par une ligne verticale dans la marge. Les modifications aux illustrations sont indiquées par des mains miniatures à l'index pointé ou des lignes verticales noires.

Les dates de publication pour les pages originales et les pages modifiées sont :

Original	0	2002-09-01		Ch/Mod	2	2005-04-18	
Ch/Mod	1	2004-03-01					

Zero in Change No. Column indicates an original page. The use of the letter E or F indicates the change is in English or French only. Total number of pages in this publication is 552 consisting of the following:

Zéro dans la colonne des modificatifs indique une page originale. La lettre E ou F indique que la modification est exclusivement en anglais ou en français. La présente publication comprend 552 pages réparties de la façon suivante :

Page No./Numéro de page	Change No./ Numéro de modificatif
Title/Titre	2
A	2
i to/à ii	0
iii	1
iv to/à x	0
xi to/à xii	2
xiii	1
xiv to/à xv	2
xvi to/à xvii	0
xviii to/à xx	1
1-1 to/à 1-3	0
1-4 to/à 1-6	1
2-1 to/à 2-20	0
2-21	1
2-22 to/à 2-23	2
2-24 to/à 2-25	1
2-26 to/à 2-29	2
2-30 to/à 2-33/2-34	1
3-1 to/à 3-7	0
3-8	1
3-9 to/à 3-29/3-30	0
4-1 to/à 4-15/4-16	0
5-1 to/à 5-10	0
5-11 to/à 5-11B	2
5-12 to/à 5-112	0
6-1-1 to/à 6-1-31/6-1-32	0
6-2-1 to/à 6-2-25	0
6-2-26	1
6-2-27 to/à 6-2-32	0
6-3-1 to/à 6-3-17/6-3-18	0
6-4-1 to/à 6-4-4	0
6-4-5	2
6-4-6 to/à 6-4-107/6-4-108	0
6-5-1 to/à 6-5-31/6-5-32	0
7-1-1 to/à 7-1-8	1
7-2-1 to/à 7-2-51/7-2-52	1
7-3-1 to/à 7-3-35/7-3-36	1
7-4-1 to/à 7-4-6	1
LA-E-1 to/à LA-E-3/LA-E-4	0
LA-F-1 to/à LA-F-2	0

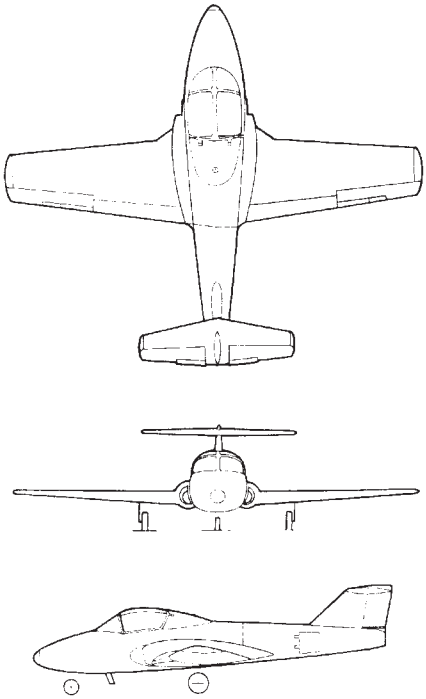
Contact Officer: DAEPM (FT) 5-2

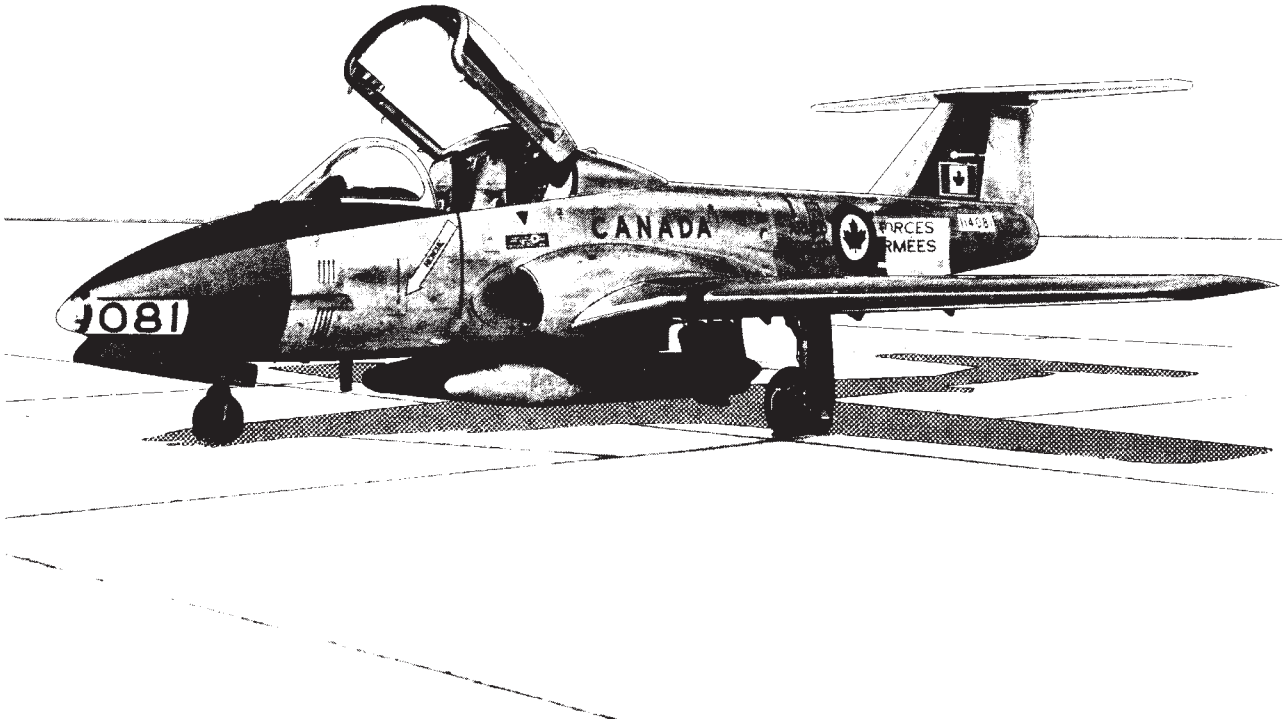
© 2002 DND/MDN Canada

Personne responsable : DPEAG (AE et C) 5-2

© 2002 DND/MDN Canada

CT114 TUTOR





Frontispiece
Frontispice

MODIFICATION STATUS

ÉTAT DES MODIFICATIONS

Mod No. Mod nº	Status État	Mod No. Mod nº	Status État
EO 05-195A-5A/14	Inc	EO 05-195A-6A/321	Inc
EO 05-195A-5A/28	Inc	EO 05-195A-6A/326	Inc
EO 05-195A-6A/33	Inc	EO 05-195A-6A/328	Inc
EO 05-195A-6A/96	Inc	EO 05-195A-6A/329	Inc
EO 05-195A-6A/147	Inc	EO 05-195A-6A/333	Inc
EO 05-195A-6A/149	Inc	EO 05-195A-6A/345	Inc
EO 05-195A-6A/255	Inc	EO 05-195A-6B/25	Inc
EO 05-195A-6A/260	Inc	EO 55-50C-6B/1	Inc
EO 05-195A-6A/264	Inc	C-12-114-000/CF-325	Inc
EO 05-195A-6A/271	Inc	C-12-114-000/CF-337	Inc
EO 05-195A-6A/287	Inc	C-12-114-000/CF-392	Inc
EO 05-195A-6A/288	Inc	C-12-114-000/CF-428	Inc
EO 05-195A-6A/292	Inc	C-12-114-000/CF-435	Inc
EO 05-195A-6A/295	Inc	C-12-114-000/CF-449	Inc
EO 05-195A-6A/309	Inc	C-12-114-000/CF-465	Inc
EO 05-195A-6A/310	Inc	C-12-114-000/CF-472	Inc
EO 05-195A-6A/313	Inc	C-12-114-000/CF-473	Inc
EO 05-195A-6A/316	Inc		
EO 05-195A-6A/319	Inc		

CODE

Inc – Incorporated in this publication
Incorporée à la présente publication

C – Cancelled
Annulée

* – Applicable to this publication but not incorporated
Applicable à la présente publication mais non incorporée

CONTENTS

PAGE

PART 1 – GENERAL INFORMATION 1-1

PURPOSE 1-1
UNITS OF MEASUREMENT 1-1
SPECIFICATIONS 1-1
CONSUMABLE MATERIALS 1-1

PART 2 – FUSELAGE 2-1

GENERAL DESCRIPTION 2-1
FRAMES 2-4
General 2-4
Nose Section 2-4
Cockpit Area 2-5
Centre Fuselage 2-5
REAR FUSELAGE 2-6
General 2-6
Removal 2-6
Installation 2-10
SPEED BRAKES 2-12
General 2-12
Removal and Installation 2-12
FUSELAGE TO WING FILLETS AND FAIRINGS 2-12
REMOVAL AND INSTALLATION OF AIR INTAKE FAIRING 2-13
AIR INTAKE DUCT 2-13
Removal 2-13
Installation 2-19
Sealant Removal 2-20
Sealing Intake Duct Assembly 2-20

WING ATTACHMENT FITTINGS 2-20
WINDSHIELDS 2-21
General 2-21
Removal and Installation 2-24
Sealants 2-30
Damage to Windshields 2-31
CANOPY 2-34

PART 3 – WING 3-1

DESCRIPTION – GENERAL 3-1
General 3-1
Spars 3-1
Diaphragm 3-4
Ribs 3-4
Wing Skin 3-4
Wing Leading Edge 3-5
Wing Trailing Edge 3-6

TABLE DES MATIÈRES

PAGE

PARTIE 1 – RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX 1-1

OBJET 1-1
UNITÉS DE MESURE 1-1
SPÉCIFICATIONS 1-1
PRODUITS CONSOMMABLES 1-1

PARTIE 2 – FUSELAGE 2-1

DESCRIPTION GÉNÉRALE 2-1
CADRES 2-4
Généralités 2-4
Fuselage avant 2-4
Poste de pilotage 2-5
Fuselage central 2-5
FUSELAGE ARRIÈRE 2-6
Généralités 2-6
Dépose 2-6
Pose 2-10
AÉROFREINS 2-12
Généralités 2-12
Dépose et pose 2-12
CONGÉS DE RACCORDEMENT ET CARÉNAGES AILE-FUSELAGE 2-12
DÉPOSE ET POSE DU CARÉNAGE D'ENTRÉE D'AIR 2-12
MANCHE D'ENTRÉE D'AIR 2-13
Dépose 2-13
Pose 2-19
Enlèvement du composé d'étanchéité 2-20
Étanchéification de la manche d'entrée d'air 2-20
FERRURES DE FIXATION D'AILE 2-20
PARE-BRISE 2-21
Généralités 2-21
Dépose et pose 2-24
Composés d'étanchéité 2-30
Dommages aux pare-brise 2-31
VERRIÈRE 2-33

PARTIE 3 – VOILURE 3-1

DESCRIPTION GÉNÉRALE 3-1
Généralités 3-1
Longerons 3-1
Cloison 3-4
Nervures 3-4
Revêtement de l'aile 3-4
Bord d'attaque de l'aile 3-5
Bord de fuite de l'aile 3-6

CONTENTS (Cont)

PAGE

Wingtip 3-7
Stringers 3-7
Removal of Wing 3-7
Installation of Wing 3-13
Wing Component Clearances 3-14
AILERONS 3-15
General 3-15
Removal of Aileron and Aileron Tabs 3-15
Installation of Aileron and Aileron Tabs 3-15
Removal of Aileron Spring Tab 3-16
Installation of Aileron Spring Tab 3-22
Removal of Gear or Trim Tab 3-22
Installation of Gear Tab or Trim Tab 3-23
FLAPS 3-23
General 3-23
Removal and Installation of Flaps 3-23
WINGTIP 3-23
Removal 3-23
Installation 3-24
LEADING EDGE 3-24
Removal 3-24
Installation 3-25
LANDING LIGHT HOUSING 3-28
Removal 3-28
Installation 3-28
DROOP SNOOT 3-28
Removal 3-28
Installation 3-29

PART 4 – EMPENNAGE **4-1**

GENERAL DESCRIPTION 4-1
General 4-1
Vertical Stabilizer 4-1
Rudder 4-3
Removal and Installation of Rudder 4-3
Horizontal Stabilizer 4-3
Elevators and Tabs 4-6
Removal of Horizontal Stabilizer 4-6
Installation of Horizontal Stabilizer 4-7
Removal of Elevators 4-10
Installation of Elevators 4-10
Removal and Installation of Port or Starboard Elevator 4-14
Removal and Installation of Elevator Tabs 4-15

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Saumon d'aile 3-7
Lisses 3-7
Dépose de l'aile 3-7
Pose de l'aile 3-13
Dégagement des éléments de l'aile 3-14
AILERONS 3-15
Généralités 3-15
Dépose de l'aileron et des tabs d'ailerons 3-15
Pose de l'aileron et des tabs d'aileron 3-15
Dépose du tab à ressort d'aileron 3-16
Pose du tab à ressort d'aileron 3-22
Dépose du tab automatique ou du tab commandé 3-22
Pose du tab automatique ou du tab commandé 3-23
VOLETS 3-23
Généralités 3-23
Dépose et pose des volets 3-23
SAUMON D'AILE 3-23
Dépose 3-23
Pose 3-24
BORD D'ATTAQUE 3-24
Dépose 3-24
Pose 3-25
LOGEMENT DE PHARE D'ATTERRISSAGE 3-28
Dépose 3-28
Pose 3-28
BORD D'ATTAQUE INTÉRIEUR TOMBANT 3-28
Dépose 3-28
Pose 3-29

PARTIE 4 – EMPENNAGE **4-1**

DESCRIPTION GÉNÉRALE 4-1
Généralités 4-1
Dérive 4-1
Gouverne de direction 4-3
Dépose et pose de la gouverne de direction 4-3
Stabilisateur 4-3
Gouvernes de profondeur et tabs 4-6
Dépose du stabilisateur 4-6
Pose du stabilisateur 4-7
Dépose des gouvernes de profondeur 4-10
Pose des gouvernes de profondeur 4-10
Dépose et pose de la gouverne de profondeur gauche ou droite 4-14
Dépose et pose des tabs de gouverne de profondeur 4-15

CONTENTS (Cont)

PAGE

PART 5 – FLIGHT CONTROLS 5-1

GENERAL 5-1
Description 5-1
Standard Practices 5-2
AILERON CONTROL SYSTEM 5-2
General 5-2
Spring Servo Tab 5-5
Gear Servo Tab 5-10
Aileron Trim 5-10
Removal and Installation of Aileron and Tabs 5-10
Removal and Installation of Control Column 5-10
Adjustment of Aileron Control System 5-10
Functional Check of Aileron Controls 5-17
Adjustment of Aileron Gear Tab 5-17
AILERON TRIM – ELECTRICAL 5-19
General 5-19
Operation 5-19
Component Locations 5-19
Aileron Trim Actuator 5-19
Removal and Installation of Aileron Trim Actuator 5-19
Adjustment and Functional Check of Aileron Trim 5-30
ELEVATOR CONTROL SYSTEM 5-31
General 5-31
Gear Servo Tab 5-36
Elevator Trim Tab 5-36
Removal and Installation of Elevator and Tab 5-37
Adjustment of Elevator Control System 5-37
Functional Check of Elevator Controls 5-39
Adjustment of Elevator Gear Tab 5-40
Adjustment of Elevator Gear Tab (Snowbird Aircraft) 5-41
ELEVATOR TRIM ELECTRICAL 5-45
General 5-45
Operation 5-45
Electrical Schematic 5-46
Elevator Trim Actuator 5-46

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

PARTIE 5 – COMMANDES DE VOL 5-1

GÉNÉRALITÉS 5-1
Description 5-1
Méthodes normalisées 5-2
CHAÎNE DE COMMANDE DES AILERONS 5-2
Généralités 5-2
Servo-tab à ressort 5-5
Servo-tab automatique 5-10
Tab commandé d'aileron 5-10
Dépose et pose des ailerons et des tabs 5-10
Dépose et pose des manches de commande 5-10
Réglage de la chaîne de commande des ailerons 5-10
Vérification de fonctionnement des commandes des ailerons 5-17
Réglage du tab automatique d'aileron 5-17
TAB COMMANDÉ D'AILERON – CIRCUIT ÉLECTRIQUE 5-19
Généralités 5-19
Fonctionnement 5-19
Emplacement des éléments 5-19
Vérin de tab commandé d'aileron 5-19
Dépose et pose du vérin de tab commandé d'aileron 5-19
Réglage et vérification de fonctionnement du tab commandé d'aileron 5-30
CHAÎNE DE COMMANDE DE PROFONDEUR 5-31
Généralités 5-31
Servo-tab automatique 5-36
Tab de gouverne de profondeur 5-36
Dépose et pose de la gouverne de profondeur et du tab 5-37
Réglage de la chaîne de commande de profondeur 5-37
Vérification de fonctionnement des commandes de la gouverne de profondeur 5-39
Réglage du tab automatique de gouverne de profondeur 5-40
Réglage du tab automatique de gouverne de profondeur (avions snowbird) 5-41
TAB COMMANDÉ DE GOUVERNE DE PROFONDEUR – CIRCUIT ÉLECTRIQUE 5-45
Généralités 5-45
Fonctionnement 5-45
Schéma électrique 5-46
Vérin de tab commandé de gouverne de profondeur 5-46

CONTENTS (Cont)

PAGE

Removal and Installation of Elevator Trim Actuator 5-46
Component Locations 5-46
Adjustment and Functional Check of Elevator Trim 5-47

RUDDER CONTROL SYSTEM 5-54
General 5-54
Removal and Installation of Rudder Pedal 5-55
Rudder Pedal Screw-Jack 5-55
Removal and Installation of Rudder Pedal Screw-Jack 5-55
Removal and Installation of Rudder 5-55

Adjustment of Rudder Control System 5-62

CONTROL LOCKS 5-66
General 5-66
Operation 5-66
Adjustment of Control Lock 5-66
WING FLAP CONTROL SYSTEM 5-67
General 5-67
Component Locations 5-69
Removal and Installation of Flap 5-69
FLAP HYDRAULIC SYSTEM 5-69
General 5-69
Operation 5-69
Flap Selector Valve 5-76
Removal and Installation of Flap Selector Valve 5-76
Flap Actuator 5-76
Removal and Installation of Flap Actuator 5-77
Removal of Flap Teleflex Control Cable 5-77

Installation of Flap Teleflex Control Cable 5-77

Adjustment of Flap Control System 5-78

Functional Check of Flap Control System 5-90

SPEED BRAKES 5-92
General 5-92
Component Locations 5-95
Operation 5-95
Electrical Schematic 5-95
Removal and Installation of Speed Brake 5-95
Speed Brake Actuator 5-95
Removal and Installation of Speed Brake Actuator 5-97
Speed Brake Selector Valve 5-97
Removal and Installation of Speed Brake Selector Valve 5-97
Adjustment of Speed Brakes 5-97

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Dépose et pose du vérin de tab commandé de gouverne de profondeur 5-46
Emplacement des éléments 5-46
Réglage et vérification de fonctionnement du tab commandé de gouverne de profondeur 5-47
CHAÎNE DE COMMANDE DE DIRECTION 5-54
Généralités 5-54
Dépose et pose des pédales de palonnier 5-55
Vérin à vis de pédale de palonnier 5-55
Dépose et pose du vérin à vis des pédales de palonnier 5-55
Dépose et pose de la gouverne de direction 5-55
Réglage de la chaîne de commande de direction 5-62
VERROUILLAGE DES COMMANDES 5-66
Généralités 5-66
Fonctionnement 5-66
Réglage du verrouillage des commandes 5-66
CIRCUIT DE COMMANDE DES VOLETS 5-67
Généralités 5-67
Emplacement des éléments 5-69
Dépose et pose des volets 5-69
CIRCUIT HYDRAULIQUE DES VOLETS 5-69
Généralités 5-69
Fonctionnement 5-69
Robinet sélecteur de volets 5-76
Dépose et pose du robinet sélecteur de volets 5-76
Vérin de volet 5-76
Dépose et pose du vérin de volet 5-77
Dépose du câble de commande Téléflex des volets 5-77
Pose du câble de commande Téléflex des volets 5-77
Réglage du circuit de commande des volets 5-78
Vérification du fonctionnement du circuit de commande des volets 5-90
AÉROFREINS 5-92
Généralités 5-92
Emplacement des éléments 5-95
Fonctionnement 5-95
Schéma électrique 5-95
Dépose et pose des aérofreins 5-95
Vérin d'aérofrein 5-95
Dépose et pose du vérin d'aérofrein 5-97

Robinet sélecteur des aérofreins 5-97
Dépose et pose du robinet sélecteur des aérofreins 5-97
Réglage des aérofreins 5-97

CONTENTS (Cont)

PAGE

Functional Check of Speed Brakes 5-102

PRE-STALL WARNING SYSTEM 5-103
General 5-103
Component Locations 5-103
Operation 5-103
Lift Transducer 5-105
Flap Transmitter 5-105
Signal Summing Unit 5-105
Control Shaker 5-105
Functional Check of Pre-stall Warning System 5-106

PART 6 – LANDING GEAR 6-1-1

Section 1 – General 6-1-1

DESCRIPTION 6-1-1
OPERATION 6-1-2
GENERAL INFORMATION 6-1-4
Special Bolts – Installation 6-1-4
Standard Practices 6-1-4
Solid Film Lubricant 6-1-7
ELECTRICAL SYSTEMS 6-1-7
General 6-1-7
Component Locations 6-1-7
Ground Safety System 6-1-7
Landing Gear System Control 6-1-12

MAIN HYDRAULIC SYSTEM OPERATION 6-1-21

General 6-1-21
Component Locations 6-1-23
Landing Gear Selector Valve 6-1-23
Swivel Joints 6-1-25
HAND PUMP HYDRAULIC SYSTEM 6-1-25

General 6-1-25
Component Locations 6-1-26
Landing Gear Emergency Lowering 6-1-26
Operating Procedure 6-1-26
Hand Pump Selector Valve 6-1-28
LANDING GEAR CONTROL PANEL 6-1-29

General 6-1-29
Landing Gear Control Switch 6-1-29

Audio Warning Override Switch 6-1-31

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Vérification de fonctionnement des aérofreins 5-102
CIRCUIT D'AVERTISSEMENT DE DÉCROCHAGE 5-103
Généralités 5-103
Emplacement des éléments 5-103
Fonctionnement 5-103
Transducteur de portance 5-105
Transmetteur de position de volets 5-105
Totalisateur de signaux 5-105
Vibreur de manche 5-105
Vérification de fonctionnement du circuit d'avertissement de décrochage 5-106

PARTIE 6 – TRAIN D'ATTERRISSAGE 6-1-1

Section 1 – Généralités 6-1-1

DESCRIPTION 6-1-1
FONCTIONNEMENT 6-1-2
RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX 6-1-4
Boulons spéciaux – pose 6-1-4
Méthodes normalisées 6-1-4
Lubrifiant solide 6-1-7
CIRCUIT ÉLECTRIQUES 6-1-7
Généralités 6-1-7
Emplacement des éléments 6-1-7
Circuit de référence air-sol 6-1-7
Circuit de commande du train d'atterrissage 6-1-12
FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT HYDRAULIQUE PRINCIPAL 6-1-21
Généralités 6-1-21
Emplacement des éléments 6-1-23
Robinet sélecteur de train d'atterrissage 6-1-23
Joints articulés 6-1-25
CIRCUIT HYDRAULIQUE DE LA POMPE À MAIN 6-1-25
Généralités 6-1-25
Emplacement des éléments 6-1-26
Sortie de secours du train d'atterrissage 6-1-26
Fonctionnement 6-1-26
Robinet sélecteur de pompe à main 6-1-28
PANNEAU DE COMMANDE DU TRAIN D'ATTERRISSAGE 6-1-29
Généralités 6-1-29
Interrupteur de commande du train d'atterrissage 6-1-29
Interrupteur de surpassement d'alarme sonore 6-1-31

CONTENTS (Cont)

PAGE

Landing Gear Position Indicators 6-1-31

Section 2 – Main Landing Gear 6-2-1

GENERAL DESCRIPTION..... 6-2-1
General..... 6-2-1
Component Locations 6-2-4
Oleo Legs 6-2-4
Description..... 6-2-6
Main Gear Actuator 6-2-7
Side Stay Assembly..... 6-2-7
Operation of Side Stay Assembly..... 6-2-8
Main Gear Uplock 6-2-9

Operation of Main Gear Uplock 6-2-9

Main Gear Uplock Actuator..... 6-2-10

Operation of Main Gear Uplock Actuator 6-2-12

Main Gear Doors..... 6-2-12
Operation of Main Gear Doors..... 6-2-13

Door Latch Mechanism 6-2-14
Operation of Door Latch Mechanism..... 6-2-14

Main Wheel Doors 6-2-15
Leg Doors..... 6-2-16
Main Wheel Door Actuator 6-2-16
Main Wheel Door Uplock 6-2-16
Operation of Main Wheel Door Uplock 6-2-17

Main Wheel Door Uplock Actuator..... 6-2-17

Main Gear Door Selector Valve..... 6-2-18

Door Link..... 6-2-18
Operation of Door Link..... 6-2-18
BRAKE SYSTEM 6-2-19
General..... 6-2-19
Component Locations 6-2-19
Parking Brake Control 6-2-25
Operation of Parking Brake Control 6-2-25

Main Wheels 6-2-25
Brake Hydraulic Reservoir..... 6-2-26

Brake Master Cylinder 6-2-27
Transfer Valve..... 6-2-27
Parking Valve..... 6-2-30
Brake Assembly 6-2-31

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Indicateurs de position de train d'atterrissage 6-1-31

Section 2 – Train d'atterrissage principal 6-2-1

DESCRIPTION GÉNÉRALE..... 6-2-1
Généralités 6-2-1
Emplacement des éléments..... 6-2-4
Jambes à amortisseur oléopneumatique..... 6-2-4
Description..... 6-2-6
Vérin de train principal 6-2-7
Contrefiche latérale 6-2-7
Fonctionnement de la contrefiche latérale..... 6-2-8
Verrou de position rentrée de train principal 6-2-9
Fonctionnement du verrou de position rentrée de train principal..... 6-2-9
Vérin de verrou de position rentrée de train principal..... 6-2-10
Fonctionnement du vérin de verrou de position rentrée de train principal 6-2-12
Trappes de train principal..... 6-2-12
Fonctionnement des trappes de train principal 6-2-13
Mécanisme de verrouillage de trappe..... 6-2-14
Fonctionnement du mécanisme de verrouillage des trappes 6-2-14
Trappes de train principal..... 6-2-15
Trappes de jambe 6-2-16
Vérin de trappe de train principal..... 6-2-16
Verrou de trappe fermée de train principal 6-2-16
Fonctionnement du verrou de trappe fermée de train principal..... 6-2-17
Vérin de verrou de trappe fermée de train principal 6-2-17
Robinet sélecteur de trappe de train principal 6-2-18
Tringle de trappe..... 6-2-18
Fonctionnement de la tringle de trappe 6-2-18
CIRCUIT DE FREINAGE..... 6-2-19
Généralités 6-2-19
Emplacement des éléments..... 6-2-19
Commande de frein de parc 6-2-25
Fonctionnement de la commande de frein de parc 6-2-25
Roues de train principal..... 6-2-25
Réservoir de liquide hydraulique de freinage 6-2-26
Maître-cylindre de frein 6-2-27
Robinet de transfert..... 6-2-27
Robinet de frein de parc..... 6-2-30
Frein..... 6-2-31

CONTENTS (Cont)

PAGE

MAIN WHEEL TIRES 6-2-32

Section 3 – Nose Landing Gear 6-3-1

GENERAL DESCRIPTION 6-3-1
General 6-3-1
Component Locations 6-3-5
Nose Gear Actuator 6-3-5
Drag Strut 6-3-6
Nose Gear Doors 6-3-6
Operation of Nose Gear Doors 6-3-6
NOSE WHEEL STEERING 6-3-7
General 6-3-7
Operation of Nose Wheel Steering 6-3-11

Component Locations 6-3-12
Bungee Assembly 6-3-12
Nose Wheel Steering Shut-Off Valve 6-3-13
Nose Wheel 6-3-13

Section 4 – Removal and Installation of Components 6-4-1

GENERAL 6-4-1
MAIN LANDING GEAR 6-4-1
Removal 6-4-1
Installation 6-4-4
MAIN LANDING GEAR ACTUATOR 6-4-8

Removal 6-4-8
Installation 6-4-9
SIDE STAY ASSEMBLY 6-4-14
General 6-4-14
Removal 6-4-14
Installation 6-4-15
MAIN LANDING GEAR UPLOCK 6-4-22

Removal 6-4-22
Installation 6-4-22
MAIN LANDING GEAR UPLOCK ACTUATOR 6-4-24
Removal 6-4-24
Installation 6-4-24
MAIN LANDING GEAR DOOR 6-4-24
Removal 6-4-24
Installation 6-4-28
Adjustment of Door Latch Mechanism 6-4-36

LEG DOOR 6-4-38
Removal 6-4-38
Installation 6-4-38
MAIN WHEEL DOOR ACTUATOR 6-4-43

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

PNEUS DES ROUES DU TRAIN PRINCIPAL 6-2-32

Section 3 – Train d'atterrissage avant 6-3-1

DESCRIPTION GÉNÉRALE 6-3-1
Généralités 6-3-1
Emplacement des éléments 6-3-5
Vérin de train avant 6-3-5
Contrefiche longitudinale 6-3-6
Trappes de train avant 6-3-6
Fonctionnement des trappes de train avant 6-3-6
ORIENTATION DE LA ROUE AVANT 6-3-7
Généralités 6-3-7
Fonctionnement du circuit d'orientation de train avant 6-3-11
Emplacement des éléments 6-3-12
Extenseur 6-3-12
Robinet d'arrêt d'orientation de train avant 6-3-13
Roue de train avant 6-3-13

Section 4 – Pose et dépose des éléments 6-4-1

GÉNÉRALITÉS 6-4-1
TRAIN D'ATTERRISSAGE PRINCIPAL 6-4-1
Dépose 6-4-1
Pose 6-4-4
VÉRIN DE TRAIN D'ATTERRISSAGE PRINCIPAL 6-4-8
Dépose 6-4-8
Pose 6-4-9
CONTREFICHE LATÉRALE 6-4-14
Généralités 6-4-14
Dépose 6-4-14
Pose 6-4-15
VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL 6-4-22
Dépose 6-4-22
Pose 6-4-22
VÉRIN DE VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL 6-4-24
Dépose 6-4-24
Pose 6-4-24
TRAPPES DE TRAIN PRINCIPAL 6-4-24
Dépose 6-4-24
Pose 6-4-28
Réglage du mécanisme du verrouillage de la trappe 6-4-36
TRAPPE DE JAMBE 6-4-38
Dépose 6-4-38
Pose 6-4-38
VÉRIN DE TRAPPE DE TRAIN PRINCIPAL 6-4-43

CONTENTS (Cont)

PAGE

General 6-4-43
Removal 6-4-44
Installation 6-4-44
MAIN WHEEL DOOR ACTUATOR SPIGOT 6-4-47

Removal 6-4-47
Installation 6-4-48
DOOR LINK 6-4-48
Removal 6-4-48
Installation 6-4-50
MAIN LANDING GEAR WHEEL 6-4-51

Removal 6-4-51
Installation 6-4-53
BRAKE SYSTEM 6-4-54
Removal and Installation 6-4-54
Brake Master Cylinder Adjustment 6-4-54
Parking Brake Control Adjustment 6-4-54
Bleeding and Functional Test 6-4-54
MAIN GEAR SPECIAL TORQUE VALUES 6-4-60

NOSE LANDING GEAR 6-4-63
Removal 6-4-63
Installation 6-4-63
Leg-in-service Clearance 6-4-66
NOSE LANDING GEAR TOGGLE LINKS 6-4-66
Removal 6-4-66
Installation 6-4-68
NOSE LANDING GEAR SPIGOT BEARING 6-4-68
Removal 6-4-68
Installation 6-4-69
NOSE LANDING GEAR ACTUATOR 6-4-69
General 6-4-69
Removal 6-4-69
Installation 6-4-71
DRAG STRUT 6-4-74
Removal 6-4-74
Installation 6-4-74
NOSE LANDING GEAR DOORS 6-4-77
Removal 6-4-77
Installation 6-4-77
NOSE WHEEL STEERING 6-4-80
Adjustments 6-4-80
Functional Test 6-4-83
NOSE WHEEL 6-4-86
Removal and Installation 6-4-86
Tire 6-4-86
NOSE GEAR SPECIAL TORQUE VALUES 6-4-86

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Généralités 6-4-43
Dépose 6-4-44
Pose 6-4-44
DOIGT DU VÉRIN DE TRAPPE DE TRAIN PRINCIPAL 6-4-47
Dépose 6-4-47
Pose 6-4-48
TRINGLE DE TRAPPE 6-4-48
Dépose 6-4-48
Pose 6-4-50
ROUE DE TRAIN D'ATTERRISSAGE PRINCIPAL 6-4-51
Dépose 6-4-51
Pose 6-4-53
FREINS 6-4-54
Dépose et pose 6-4-54
Réglage du maître-cylindre de frein 6-4-54
Réglage de la commande de frein de parc 6-4-54
Purge et essai de fonctionnement 6-4-54
COUPLES DE SERRAGE SPÉCIAUX POUR LE TRAIN PRINCIPAL 6-4-60
TRAIN D'ATTERRISSAGE AVANT 6-4-63
Dépose 6-4-63
Pose 6-4-63
Dégagement de la jambe en service 6-4-66
LIAISONS ARTICULÉES DE TRAIN AVANT 6-4-66
Dépose 6-4-66
Pose 6-4-68
PALIER DE DOIGT DE TRAIN AVANT 6-4-68
Dépose 6-4-68
Pose 6-4-69
VÉRIN DE TRAIN AVANT 6-4-69
Généralités 6-4-69
Dépose 6-4-69
Pose 6-4-71
CONTREFICHE LONGITUDINALE 6-4-74
Dépose 6-4-74
Pose 6-4-74
TRAPPES DE TRAIN AVANT 6-4-77
Dépose 6-4-77
Pose 6-4-77
ORIENTATION DU TRAIN AVANT 6-4-80
Réglages 6-4-80
Essai de fonctionnement 6-4-83
ROUE DE TRAIN AVANT 6-4-86
Pose et Dépose 6-4-86
Pneu 6-4-86
COUPLES DE SERRAGE SPÉCIAUX DU TRAIN AVANT 6-4-86

CONTENTS (Cont)

PAGE

LANDING GEAR 6-4-87
Alignment 6-4-87
Functional Test 6-4-87
ADJUSTMENTS 6-4-100
Main Gear Uplock and Door Uplock Microswitch 6-4-100
Main Gear Door Downlock Microswitch 6-4-101
Main Gear Weight Switch 6-4-101
Nose Gear Weight Switch 6-4-102
Hand Pump Selector Valve Control 6-4-103

Section 5 – Troubleshooting 6-5-1

PROCEDURE 6-5-1

PART 7 – FURNISHINGS AND LOOSE EQUIPMENT 7-1-1

Section 1 – Ejection System Explosives 7-1-1

General 7-1-1
Seat Rocket Catapult (ROCAT) 7-1-2
ROCAT – Removal and Installation 7-1-3
ROCAT – Inspection 7-1-4

Section 2 – Canopy 7-2-1

General 7-2-1
Canopy Operating Mechanism 7-2-1
Canopy Pressure Seal 7-2-12
Canopy Electrical Schematic 7-2-12
Canopy Operation 7-2-12
Canopy Emergency Jettison 7-2-15
Installation and Removal of Telescopic Strut 7-2-16
Removal of Canopy Removers 7-2-17
Replacing Time Expired (TX) Canopy Remover 7-2-19
Preparation for Shipment 7-2-21
Preparation of Canopy Remover for Installation 7-2-21
Installation of Canopy Remover 7-2-22
Emergency Canopy Jettison Controls Functional Test 7-2-24
Ejection Through Canopy 7-2-28
Removal of Canopy 7-2-28

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

TRAIN D'ATTERRISSAGE 6-4-87
Alignement 6-4-87
Essai de fonctionnement 6-4-87
RÉGLAGES 6-4-100
Microcontacts de verrou de position rentrée de train principal et de verrou de trappe fermée 6-4-100
Microcontact de trappe fermée de train principal 6-4-101
Contacteur de référence air-sol de train principal 6-4-101
Contacteur de référence air-sol de train avant 6-4-102
Commande du robinet sélecteur de pompe à main 6-4-103

Section 5 – Dépannage 6-5-1

MÉTHODE 6-5-1

PARTIE 7 – ACCESSOIRES ET ÉQUIPEMENT MOBILE 7-1-1

Section 1 – Charges explosives des circuits d'éjection 7-1-1

Généralités 7-1-1
Catapulte à fusée de siège (ROCAT) 7-1-2
ROCAT – dépose et pose 7-1-3
ROCAT – inspection 7-1-4

Section 2 – Verrière 7-2-1

Généralités 7-2-1
Mécanisme de manoeuvre de la verrière 7-2-1
Boudin d'étanchéité de verrière 7-2-12
Schéma électrique de la verrière 7-2-12
Manoeuvre de la verrière 7-4-12
Largage de secours de la verrière 7-2-15
Pose et dépose de la contrefiche télescopique 7-2-16
Dépose des éjecteurs de verrière 7-2-17
Remplacement d'un éjecteur de verrière périmé 7-2-19
Préparation en vue de l'expédition 7-2-21
Préparation de l'éjecteur de verrière en vue de la pose 7-2-21
Pose de l'éjecteur de verrière 7-2-22
Essai de fonctionnement des commandes de secours de la verrière 7-2-24
Éjection à traverse la verrière 7-2-28
Dépose de la verrière 7-2-28

CONTENTS (Cont)

PAGE

..... 7-2-30
Installation of Canopy
Adjustment of Canopy Operating Mechanism 7-2-31
Canopy Closed Electrical Circuit Check..... 7-2-38

Canopy Roller Adjustments and Windshield Clearances..... 7-2-39
Canopy Rigging 7-2-42
Canopy Critical and Noncritical Areas 7-2-42

Canopy Abrasions 7-2-42
Canopy Functional Check..... 7-2-42

Canopy Deicing and Demisting 7-2-51

Section 3 – Ejection Seats and Related Components 7-3-1

General..... 7-3-1
AERO Rigid Arm Drogue System (ARAD)..... 7-3-4

Operation 7-3-4
Distress Signal Transmission 7-3-6
Summary of Ejection Sequence 7-3-6
Drogue Chute Deployment 7-3-8
Seat-Man Separator..... 7-3-13
Personal Leads..... 7-3-13
Seat Adjustment – Electrical 7-3-13
Component Locations 7-3-13
Seat Control – Electrical 7-3-15
Ground Safety Pins..... 7-3-16
Ballistic Inertia Reel (BIR)..... 7-3-16
Ballistic Inertia Reel Functional Test..... 7-3-16

Removal of Ejection Seats 7-3-17
Installation of Ejection Seat..... 7-3-27
Lubrication of Ejection Seats and Fixed Rails..... 7-3-33
Adjustment of Ejection Seats Before Installation 7-3-33
Ejection Seat Functional Check..... 7-3-33

UHF/IFF Microswitch Functional Check..... 7-3-35

Section 4 – Miscellaneous Equipment 7-4-1

Furnishings..... 7-4-1
Loose Equipment..... 7-4-1

LIST OF ABBREVIATIONS LA-E-1

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Pose de la verrière 7-2-30
Réglage du mécanisme de manoeuvre de la verrière..... 7-2-31
Vérification du circuit électique de fermeture de la verrière 7-2-38
Reglages des galets de la verrière et dégagements du pare-brise..... 7-2-39
Réglage de la verrière..... 7-2-42
Zones critiques et non critiques de la verrière..... 7-2-42
Usure de la verrière 7-2-42
Vérification de fonctionnement de la verrière..... 7-2-42
Dégivrage et désembuage de la verrière 7-2-51

Section 3 – Sièges éjectables et éléments connexes 7-3-1

Généralités 7-3-1
Circuit d'éjection à parachute-frein à bras rigide aero (ARAD) 7-3-4
Fonctionnement..... 7-3-4
Émission d'un signal de détresse 7-3-6
Sommaire de la séquence d'éjection 7-3-6
Ouverture du parachute-frein 7-3-8
Séparateur pilote-siège 7-3-13
Connecteurs personnels 7-3-13
Réglage des sièges – circuit électrique 7-3-13
Emplacement des éléments..... 7-3-13
Commande des sièges – circuit électrique 7-3-15
Goupilles de sécurité au sol 7-3-16
Enrouleur à inertie 7-3-16
Essai de fonctionnement de l'enrouleur à inertie 7-3-16
Dépose des sièges éjectables..... 7-3-17
Pose du siège éjectable..... 7-3-27
Lubrification des sièges éjectables et des rails fixes..... 7-3-33
Réglage des sièges éjectable avant la pose 7-3-33

Essai de fonctionnement des sièges éjectables..... 7-3-33
Vérification de fonctionnement du microcontact UHF/IFF 7-3-35

Section 4 – Équipement divers 7-4-1

Accessoires..... 7-4-1
Équipement mobile 7-4-1

LISTE DES ABRÉVIATIONS LA-F-1

LIST OF FIGURES

FIGURE	TITLE	PAGE
1-1	Table of Conversion Factors – Imperial to Metric (2 Sheets)	1-2
1-2	Table of Consumable Materials (2 Sheets)	1-4
2-1	Fuselage – General View	2-2
2-2	Removal and Installation of Rear Fuselage	2-8
2-3	Removal and Installation of Speed Brakes	2-14
2-4	Removal and Installation of Engine Air Intake Fairing	2-16
2-5	Removal and Installation of Intake Duct Assembly	2-18
2-6	Removal and Installation of Vinyl/Glass Windshield Panels	2-22
2-7	Removal and Installation of Polycarbonate Windshield Panels	2-26
2-8	Removal and Installation of Glass Windshield Panels	2-28
3-1	Wing	3-2
3-2	Removal and Installation of Wing	3-8
3-3	Removal and Installation of Flaps	3-10
3-4	Removal and Installation of Aileron and Aileron Tabs	3-18
3-5	Wing Component Clearances	3-20
3-6	Removal and Installation of Wingtip and Wing Leading Edge	3-26
4-1	Empennage	4-2
4-2	Removal and Installation of Rudder	4-4

LISTE DES FIGURES

FIGURE	TITRE	PAGE
1-1	Table de conversion – impérial à métrique (2 feuilles)	1-2
1-2	Tableau des produits consommables (2 feuilles)	1-4
2-1	Vue d'ensemble de l'avion	2-3
2-2	Dépose et pose du fuselage arrière	2-9
2-3	Dépose et pose des aérofreins	2-15
2-4	Dépose et pose du carénage d'entrée d'air réacteur	2-17
2-5	Dépose et pose de la manche d'entrée d'air réacteur	2-18
2-6	Dépose et pose des pare-brise en vinyle et vitre	2-23
2-7	Dépose et pose des pare-brise en polycarbonate	2-27
2-8	Dépose et pose des pare-brise en vitre	2-29
3-1	Aile	3-3
3-2	Dépose et pose de l'aile	3-9
3-3	Dépose et pose des volets	3-11
3-4	Dépose et pose de l'aileron et des tabs d'aileron	3-19
3-5	Dégagement des éléments de l'aile	3-21
3-6	Dépose et pose du saumon d'aile et du bord d'attaque	3-27
4-1	Empennage	4-2
4-2	Dépose et pose de la gouverne de direction	4-5

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
4-3	Removal and Installation of Horizontal Stabilizer, Elevator and Tabs	4-8
4-4	Empennage Component Clearances	4-12
5-1	Flight Control System – Complete	5-3
5-2	Flight Controls – Cockpit Area	5-6
5-3	Aileron Control System	5-8
5-3A	Aileron Controls (WS 105) Idle Alignment Marks	5-11A
5-4	Removal and Installation of Control Column	5-12
5-5	Flight Controls – Friction and System Loads	5-20
5-6	Ailerons and Tabs – Ranges of Movement	5-22
5-7	Aileron Circuit Operation	5-24
5-8	Flight Controls – Electrical Schematic (2 Sheets)	5-25
5-9	Component Locations	5-29
5-10	Removal and Installation of Aileron Trim Actuator	5-32
5-11	Elevator Control System	5-34
5-12	Elevator and Tabs – Ranges of Movement	5-42
5-13	Elevator Circuit Operation	5-44
5-14	Removal and Installation of Elevator Trim Actuator	5-48

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
4-3	Dépose et pose du stabilisateur, de la gouverne de profondeur et des tabs	4-9
4-4	Dégagement des éléments de l'empennage	4-13
5-1	Commandes de vol – vue d'ensemble	5-3
5-2	Commandes de vol – poste de pilotage	5-7
5-3	Chaîne de commande des ailerons	5-9
5-3A	Repères d'alignement de levier intermédiaire des commandes d'aileron (WS 105)	5-11A
5-4	Dépose et pose des manches de commande	5-13
5-5	Commandes de vol – charges de frottement sur le système	5-21
5-6	Ailerons et tabs – débattements	5-23
5-7	Fonctionnement du circuit des ailerons	5-24
5-8	Commandes de vol – schéma électrique (2 feuilles)	5-25
5-9	Emplacement des éléments	5-29
5-10	Dépose et pose du vérin de tab commandé d'aileron	5-33
5-11	Chaîne de commande de la gouverne de profondeur	5-35
5-12	Gouvernes de profondeur et tabs – débattements	5-43
5-13	Fonctionnement du circuit de la gouverne de profondeur	5-44
5-14	Dépose et pose du vérin de tab commandé de gouverne de profondeur	5-49

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
5-15	Component Locations (2 Sheets)	5-50
5-16	Rudder Control System	5-56
5-17	Removal and Installation of Rudder Pedal	5-58
5-18	Removal and Installation of Rudder Pedal Screw-Jack	5-60
5-19	Rudder – Ranges of Movement	5-65
5-20	Wing Flap Control System	5-68
5-21	Wing Flap Follow-Up Linkage	5-70
5-22	Flap Selector Controls	5-72
5-23	Component Locations	5-74
5-24	Flap Hydraulic System – Schematic	5-75
5-25	Removal and Installation of Flap Selector Valve	5-80
5-26	Removal and Installation of Flap Actuator	5-82
5-27	Rig Board – Flap, Aileron and Aileron Spring Tab	5-84
5-28	Speed Brakes	5-93
5-29	Speed Brake Hydraulic System – Schematic	5-94
5-30	Component Locations	5-96
5-31	Removal and Installation of Speed Brake Actuator	5-98
5-32	Removal and Installation of Speed Brake Selector Valve	5-100
5-33	Component Locations	5-104

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
5-15	Emplacement des éléments (2 feuilles)	5-50
5-16	Chaîne de commande de direction	5-57
5-17	Dépose et pose des pédales de palonnier	5-59
5-18	Dépose et pose du vérin à vis de pédale de palonnier	5-61
5-19	Gouverne de direction – débattement	5-65
5-20	Chaîne de commande des volets	5-68
5-21	Tringlerie d'asservissement de volets	5-71
5-22	Chaîne de commande de sélection de volets	5-73
5-23	Emplacement des éléments	5-74
5-24	Circuit hydraulique des volets – schéma	5-75
5-25	Dépose et pose du robinet sélecteur de volets	5-81
5-26	Dépose et pose du vérin de volet	5-83
5-27	Plaque de réglage – volet, aileron et tab à ressort d'aileron	5-85
5-28	Aérofreins	5-93
5-29	Circuit hydraulique des aérofreins – schéma	5-94
5-30	Emplacement des éléments	5-96
5-31	Dépose et pose du vérin d'aérofrein	5-99
5-32	Dépose et pose du robinet sélecteur d'aérofreins	5-100
5-33	Emplacement des éléments	5-104

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
5-34	Pre-Stall Warning System – Electrical Schematic	5-107
5-35	Adaptor Cable for Pre-Stall Warning Flap Potentiometer	5-111
6-1-1	Landing Gear Hydraulic System – Schematic	6-1-5
6-1-2	Special Bolts – Installation	6-1-6
6-1-3	Component Locations (4 Sheets)	6-1-8
6-1-4	Ground Safety – Electrical Schematic	6-1-13
6-1-5	Landing Gear Control, Warning and Indication – Electrical Schematic (2 Sheets)	6-1-15
6-1-6	Component Locations	6-1-24
6-1-7	Component Locations	6-1-27
6-1-8	Landing Gear Control Panel	6-1-30
6-2-1	Main Landing Gear	6-2-2
6-2-2	Component Locations	6-2-5
6-2-3	Uplock Actuator – Schematic	6-2-11
6-2-4	Brake Hydraulic System – Schematic	6-2-20
6-2-5	Brake Hydraulic System	6-2-22
6-2-6	Component Locations	6-2-24
6-2-7	Brake Transfer Valve – Schematic	6-2-28
6-3-1	Nose Landing Gear	6-3-2
6-3-2	Nose Gear Operating Mechanism	6-3-8

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
5-34	Système d'avertissement de décrochage – schéma électrique	5-107
5-35	Câble adaptateur du potentiomètre de volets d'avertissement de décrochage	5-111
6-1-1	Circuit hydraulique du train d'atterrissage – schéma	6-1-5
6-1-2	Boulons spéciaux – pose	6-1-6
6-1-3	Emplacement des éléments (4 feuilles)	6-1-8
6-1-4	Sécurité au sol – schéma électrique	6-1-13
6-1-5	Commande du train d'atterrissage, signalisation et avertisseur – schéma électrique (2 feuilles)	6-1-15
6-1-6	Emplacement des éléments	6-1-24
6-1-7	Emplacement des éléments	6-1-27
6-1-8	Panneau de commande du train d'atterrissage	6-1-30
6-2-1	Train d'atterrissage principal	6-2-3
6-2-2	Emplacement des éléments	6-2-5
6-2-3	Vérin de verrou de position rentrée – schéma	6-2-11
6-2-4	Circuit hydraulique de freinage – schéma	6-2-21
6-2-5	Circuit hydraulique de freinage	6-2-23
6-2-6	Emplacement des éléments	6-2-24
6-2-7	Robinet de transfert de frein – schéma	6-2-29
6-3-1	Train d'atterrissage avant	6-3-3
6-3-2	Mécanisme de manoeuvre du train d'atterrissage avant	6-3-9

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
6-3-3	Nose Wheel Steering Hydraulic System – Schematic	6-3-10
6-3-4	Nose Wheel Steering System	6-3-14
6-3-5	Component Locations	6-3-16
6-3-6	Bungee Assembly	6-3-17
6-4-1	Removal and Installation of Main Gear	6-4-2
6-4-2	Removal and Installation of Main Gear Actuator	6-4-12
6-4-3	Side Stay Assembly	6-4-16
6-4-4	Removal and Installation of Side Stay	6-4-18
6-4-5	Main Gear Uplock	6-4-26
6-4-6	Removal and Installation of Main Gear Doors	6-4-30
6-4-7	Main Gear Doors – Schematic	6-4-32
6-4-8	Removal and Installation of Leg Door	6-4-40
6-4-9	Removal and Installation of Main Wheel Door Actuator	6-4-45
6-4-10	Removal and Installation of Main Wheel Door Link	6-4-49
6-4-11	Removal and Installation of Main Wheel	6-4-52
6-4-12	Removal and Installation of Brake Assembly	6-4-56
6-4-13	Parking Brake Control Adjustment	6-4-58
6-4-14	Main Gear Special Torque Values (2 Sheets)	6-4-61

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
6-3-3	Circuit hydraulique d'orientation de train avant – schéma	6-3-10
6-3-4	Circuit d'orientation de train avant	6-3-15
6-3-5	Emplacement des éléments	6-3-16
6-3-6	Extenseur	6-3-17
6-4-1	Dépose et pose du train principal	6-4-3
6-4-2	Dépose et pose du vérin de train principal	6-4-13
6-4-3	Contrefiche latérale	6-4-17
6-4-4	Dépose et pose de la contrefiche latérale	6-4-19
6-4-5	Verrou de position rentrée du train principal	6-4-27
6-4-6	Dépose et pose des trappes du train principal	6-4-31
6-4-7	Trappes de train principal – schéma	6-4-33
6-4-8	Dépose et pose de la trappe de jambe	6-4-41
6-4-9	Dépose et pose du vérin de trappe de train principal	6-4-45
6-4-10	Dépose et pose de la tringle de trappe de train principal	6-4-49
6-4-11	Dépose et pose de la roue de train principal	6-4-52
6-4-12	Dépose et pose des freins	6-4-57
6-4-13	Réglage de la commande de frein de parc	6-4-59
6-4-14	Couples de serrage spéciaux pour le train principal (2 feuilles)	6-4-61

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
6-4-15	Removal and Installation of Nose Gear	6-4-64
6-4-16	Removal and Installation of Nose Gear Toggle Links	6-4-67
6-4-17	Removal and Installation of Nose Gear Actuator	6-4-70
6-4-18	Removal and Installation of Drag Strut	6-4-75
6-4-19	Removal and Installation of Nose Gear Doors	6-4-78
6-4-20	Nose Wheel Steering, Rigging and Adjustment	6-4-81
6-4-21	Removal and Installation of Nose Wheel	6-4-90
6-4-22	Nose Gear Special Torque Values (2 Sheets)	6-4-92
6-4-23	Hand Pump Hydraulic System	6-4-106
6-5-1	Nose Gear Shimmy-Inducing Components	6-5-28
6-5-2	Landing Gear Total Radial Movement Clearance	6-5-30
7-1-1	Canopy and Seats – General View of Ballistic Components (ARAD Seat Shown)	7-1-6
7-1-2	Canopy and Seats Ballistic Diagram	7-1-8
7-2-1	Canopy – Removal and Installation	7-2-2
7-2-2	Canopy Operating Mechanism and Adjustment (2 Sheets)	7-2-6
7-2-3	Canopy Control – Electrical Schematic	7-2-13

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
6-4-15	Dépose et pose du train avant	6-4-64
6-4-16	Dépose et pose des liaisons articulées de train avant	6-4-67
6-4-17	Dépose et pose du vérin de train avant	6-4-70
6-4-18	Dépose et pose de la contrefiche longitudinale	6-4-75
6-4-19	Dépose et pose des trappes de train avant	6-4-78
6-4-20	Réglage et ajustage du circuit d'orientation de train avant	6-4-81
6-4-21	Dépose et pose de la roue de train avant	6-4-91
6-4-22	Couples de serrage spéciaux du train avant (2 feuilles)	6-4-92
6-4-23	Circuit hydraulique de la pompe à main	6-4-107
6-5-1	Éléments produisant le shimmy du train avant	6-5-28
6-5-2	Dégagement pour le mouvement axial total du train d'atterrissage	6-5-31
7-1-1	Vue générale des composantes du circuit pyrotechnique (siège à configuration ARAD montré)	7-1-7
7-1-2	Schéma des circuits pyrotechniques de la verrière et des sièges	7-1-8
7-2-1	Dépose et pose de la verrière	7-2-3
7-2-2	Mécanisme de manoevre et réglage de la verrière (2 feuilles)	7-2-7
7-2-3	Commande de verrière – schéma électrique	7-2-13

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
7-2-4	Removing the Canopy Remover	7-2-18
7-2-5	Installing the Yoke / Locking Collar / Clamp Assembly	7-2-23
7-2-6	Canopy Emergency Jettison Control	7-2-26
7-2-7	Installation of Canopy Demist Pipes	7-2-41
7-2-8	Canopy Rigging Check List (2 Sheets)	7-2-44
7-2-9	Canopy Critical and Noncritical Areas	7-2-48
7-3-1	Ejection Seat – General Arrangement (Non-ARAD Equipped)	7-3-2
7-3-2	Cockpit and Ejection Seats – General	7-3-5
7-3-3	Seat Ballistics and Related Components (Non-ARAD Equipped)	7-3-7
7-3-4	Ejection Seat eneral Arrangement (ARAD Equipped) – Front View (2 Sheets)	7-3-9
7-3-5	Ejection Seat General Arrangement (ARAD Equipped) – Rear View	7-3-11
7-3-6	General View of Ballistics Components (ARAD Equipped)	7-3-12
7-3-7	Seat Adjustment – Electrical Schematic	7-3-14
7-3-8	Using the Seat Height Gauge	7-3-20
7-3-9	Microswitch Safety Pin Installed	7-3-22

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
7-2-4	Dépose de l'éjecteur de verrière	7-2-18
7-2-5	Pose de l'ensemble de la bride / col de verrouillage / collier	7-2-23
7-2-6	Circuit de commande de largage de secours de verrière	7-2-27
7-2-7	Pose des conduites de désembuage de la verrière	7-2-41
7-2-8	Liste des vérifications du réglage de la verrière (2 feuilles)	7-2-45
7-2-9	Zones critiques et non critiques de la verrière	7-2-48
7-3-1	Siège éjectable – vue d'ensemble (configuration sans ARAD)	7-3-3
7-3-2	Poste de pilotage et sièges éjectables – généralités	7-3-5
7-3-3	Circuit pyrotechnique du siège et éléments connexes (configuration sans ARAD)	7-3-7
7-3-4	Vue d'ensemble du siège éjectable (configuartion avec ARAD) – vue avant (2 feuilles)	7-3-9
7-3-5	Vue d'ensemble du siège éjectable (configuartion avec ARAD) – vue arrière	7-3-11
7-3-6	Vue général des éléments pyrotechniques (configuartion avec ARAD)	7-3-12
7-3-7	Réglage des sièges – schéma électrique	7-3-14
7-3-8	Utilisation de la jauge de hauteur du siège	7-3-20
7-3-9	Goupille de sécurité de microcontact mise en place	7-3-22

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
7-3-10	Disconnecting the Personal Leads Block	7-3-24
7-4-1	Furnishings and Loose Equipment	7-4-2
7-4-2	Blind Flying Hood Stowage	7-4-4

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
7-3-10	Débranchement du bloc de fils personnels	7-3-24
7-4-1	Accessoires et équipement mobile	7-4-3
7-4-2	Rangement de la capote de pilotage sans visibilité	7-4-5

PART 1

GENERAL INFORMATION

PURPOSE

1. This publication is one of a series providing descriptive and corrective maintenance instructions for CT114 Tutor aircraft and Snowbird. For general information and preventive maintenance instructions, see C-12-114-000/MF-001. For a list of applicable publications, see C-12-114-000/AX-000.

NOTE

This publication contains information pertaining to the operation, maintenance and servicing of the airframe used in CT114 Tutor aircraft rewired in accordance with C-12-114-000/CD-036. For information regarding a pre-rewired aircraft, refer to C-12-114-0A0/MF-000.

UNITS OF MEASUREMENT

2. All units of measurement are expressed in metric units followed by equivalent imperial units in parentheses. See Figure 1-1 for a table of conversion factors.

SPECIFICATIONS

3. When a specification is called for, the latest issue of the specification shall be used.

CONSUMABLE MATERIALS

4. See Figure 1-2 for a table of consumable materials that are applicable to this publication.

PARTIE 1

RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX

OBJET

1. La présente publication fait partie d'un ensemble de documents contenant les données descriptives et les instructions de maintenance corrective pour les avions CT114 Tutor et Snowbird. Pour tout renseignement d'ordre général et pour les instructions de maintenance préventive, voir C-12-114-000/MF-001. Pour la liste des publications qui s'appliquent à cet avion, voir C-12-114-000/AX-000.

NOTA

La présente publication contient des renseignements relatifs à l'exploitation, à la maintenance et à l'entretien courant de la cellule utilisée sur les avions CT114 Tutor recâblés conformément à C-12-114-000/CD-036. Pour tout renseignement sur un avion de version antérieure au recâblage, voir C-12-114-0A0/MF-000.

UNITÉS DE MESURE

2. Toutes les mesures sont exprimées en unités du système métrique avec, entre parenthèses, l'équivalent dans le système impérial. Voir la table de conversion à la figure 1-1.

SPÉCIFICATIONS

3. Quand une spécification est requise, utiliser la version la plus récente.

PRODUITS CONSOMMABLES

4. Voir la figure 1-2 pour la liste des produits consommables dont il est question dans la présente publication.

Imperial Système impérial	Metric Système métrique
1 imperial gallon (imp gal) 1 gallon impérial (gal imp)	4.546 litres (L)
1 US gallon (US gal) 1 gallon US (gal US)	3.7853 litres (L)
1 gallon per minute (gal/min) 1 gallon par minute (gal/min)	4.546 litres per minute (L/min) 4.546 litres par minute (L/min)
1 pound (lb) 1 livre (lb)	0.4536 kilogram (kg) 0.4536 kilogramme (kg)
1 inch (in.) 1 pouce (po)	2.54 centimetres (cm) 2.54 centimètres (cm)
1 inch (in.) 1 pouce (po)	25.4 millimetres (mm) 25.4 millimètres (mm)
1 foot (ft) 1 pied (pi)	0.3048 metre (m) 0.3048 mètre (m)
1 foot-pound (ft•lb) 1 pied-livre (pi•lb)	1.35 582 newton-metres (N•m) 1.35 582 newton-mètre (N•m)
1 inch-ounce (in•oz) 1 pouce-once (po•oz)	7.0615 millinewton-metres (mN•m) 7.0615 millinewtons-mètres (mN•m)
1 inch-pound (in•lb) 1 pouce-livre (po•lb)	0.112 985 newton-metre (N•m) 0.112 985 newton-mètre (N•m)
1 pound force (lbf) 1 livre force (lbf)	4.448 22 newtons (N)

Figure 1-1 (Sheet 1 of 2) Table of Conversion Factors – Imperial to Metric
Figure 1-1 (feuille 1 de 2) Table de conversion – impérial à métrique

Imperial **Système impérial**	**Metric** **Système métrique**
1 pound per square inch (psi) 1 livre par pouce carré (lb/po^2)	6.894 757 kilopascals (kPa)
1 kip per square inch (ksi) 1 kilolivre par pouce carré (klb/po^2)	6.894 757 megapascals (MPa) 6.894 757 mégapascals (MPa)

Figure 1-1 (Sheet 2 of 2) Table of Conversion Factors – Imperial to Metric
Figure 1-1 (feuille 2 de 2) Table de conversion – impérial à métrique

Item Article	Material Produit	Specification Spécification	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137-04B/LX-000) Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/LX-000)
1	Anti-seize Compound Composé antigrippant	MIL-C-5544	81349
2	Anti-chafing Grease Graisse antifriction	DOD-L-25681	
3	Grease Graisse	MIL-G-81322	
4	Thinner Diluant	TT-T-266	35068
5	Silicone Sealant Composé d'étanchéité au silicone	732 RTV (Type 1, black) 732 RTV (type 1, noir)	21752
6	Silicone Sealant Composé d'étanchéité au silicone	3145 RTV	21752
7	Silicone Sealant Composé d'étanchéité au silicone	RTV 108	21752
8	Pressure Sealant Composé d'étanchéité (résistant à la pression)	MIL-S-8802 (Class as specified) MIL-S-8802 (classe comme précisée)	80244
9	Ethyl Acetate Acétate d'éthyle	TT-E-751	
10	Methyl Ethyl Ketone Méthyle éthyle cétone	15-GP-52 TT-M-261	35068 81348
11	Lockwire Fil à freiner	MS20995F32	

Figure 1-2 (Sheet 1 of 3) Table of Consumable Materials
Figure 1-2 (feuille 1 de 3) Tableau des produits consommables

Item Article	Material Produit	Specification Spécification	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137-04B/LX-000) Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/LX-000)
12	Lockwire Fil à freiner	MS20995F41	
13	Grease Graisse	MIL-G-23827	81349
14	Hydraulic Fluid (anti-freezing) Liquide hydraulique (antigel)	3-GP-26 MIL-H-5606	35068 81349
15	Lubricant Lubrifiant	MIL-L-23398	81349
16	Degreasing Solvent Solvant de dégraissage	MIL-PRF-680	0K209
17	Zinc Chromate Primer Apprêt au chromate de zinc	TT-P-1757	
18	Plastic Strip Bande de plastique	14-006-01	08485
19	Sealing Compound Polythioether (brush application) Composé d'étanchéité polythioéther (application au pinceau)	PR-1826 (class as specified) PR-1826 (classe comme précisée)	83574
20	Sealing Compound Polythioether (gun or spatula application) Composé d'étanchéité polythioéther (application au pistolet ou à la spatule)	PR-1826 (class as specified) PR-1826 (classe comme précisée)	83574
21	Lubricant Lubrifiant	MIL-C-23411	81349
22	Shearwire (witness wire) Fil à casser (fil témoin)	MS20995CY20	96906

Figure 1-2 (Sheet 2 of 3) Table of Consumable Materials
Figure 1-2 (feuille 2 de 3) Tableau des produits consommables

Item Article	Material Produit	Specification Spécification	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137-04B/LX-000) Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/LX-000)
23	Sealing Compound, Rubber Polysulfide (Class B-2) Composé d'étanchéite, polysulfure caoutchouc (classe B-2)	MIL-S-7502	83149
24	Sealing Compound, Rubber Polysulfide (Class A-1/2) Composé d'étanchéité, polysulfure caoutchouc (classe A-1/2)	PR-1440	83574
25	Lubricant Lubrifiant	MIL-C-23411	81349

Figure 1-2 (Sheet 3 of 3) Table of Consumable Materials
Figure 1-2 (feuille 3 de 3) Tableau des produits consommables

PART 2

FUSELAGE

GENERAL DESCRIPTION

1. The semi-monocoque fuselage is made in four main sections: nose, cockpit, centre and rear (see Figure 2-1). The first three main sections are joined permanently during final assembly of the fuselage, but the rear fuselage section is detachable for the removal and installation of the engine.

2. The fuselage structure consists of belt frames, longerons, keel members, intercostals and the stressed skin. A transparent acrylic plastic nose cone, two glass windshields, and a transparent canopy complete the main structure. Angled strakes secured to the nose section achieve the required spin characteristics.

3. Each section of the fuselage is subdivided by bulkheads (full or partial), trays and floors, into smaller compartments which are used to house various aircraft components. From the tip of the fuselage nose at FS 85 to FS 89, a transparent nose cone covers the taxiing and ground observer lights, the taxiing light being housed between FS 89 and FS 91.

4. The nose wheel well is located between FS 91 and FS 135, with a housing for the nose gear leg between the two keel members from FS 103 to FS 149. Other compartments in the fuselage nose section house the batteries, electrical and electronic equipment, and parts of the air conditioning equipment.

5. Two removable bucket-type ejection seats, duplicate engine controls, flight controls, and flight instrument panels are housed in the pressurized cockpit located between the vertical pressure bulkhead at FS 149 and the canted bulkhead at FS 217. Flight and engine controls pass through the cockpit floor to a trough along the bottom of the fuselage. This trough is covered by five panels secured by quick-release screws. The front four panels are hinged and the rear panel is removable for access to the trough. The ventilation air discharge scoop has a baffle plate which prevents entry of dirt.

PARTIE 2

FUSELAGE

DESCRIPTION GÉNÉRALE

1. Le fuselage semi-monocoque est constitué de quatre parties principales, le fuselage avant, le poste de pilotage, le fuselage central et le fuselage arrière (voir figure 2-1). Les trois premières sont réunies de façon permanente au cours du montage final du fuselage, alors que le fuselage arrière est amovible pour permettre la dépose et la pose du réacteur.

2. La structure du fuselage est composée de cadres de ceinture, de longerons, de poutres longitudinales, d'entretoises et d'un revêtement travaillant. Un cône de nez en plastique acrylique transparent, deux pare-brise de verre et une verrière transparente complètent la structure principale. Des virures en cornières, fixées au nez, assurent les caractéristiques voulues de mouvement en vrille.

3. Chaque partie du fuselage est subdivisée, par des cloisons (complètes ou partielles), des étagères et des planchers, en compartiments plus petits qui sont utilisés pour loger différents équipements de l'avion. Du bout du nez, à FS 85, jusqu'à FS 89, un cône en plastique acrylique transparent couvre les phares de roulage, situés entre FS 89 et FS 91, et les phares d'observation au sol.

4. Le logement de train avant, situé entre FS 91 et FS 135, abrite la jambe de train avant entre les deux poutres longitudinales, de FS 103 à FS 149. Les autres compartiments du nez abritent les batteries, l'équipement électrique et électronique et des éléments du système de conditionnement d'air.

5. Deux sièges éjectables amovibles de type baquet, les commandes réacteur en double, les commandes de vol, ainsi que les tableaux d'instruments de vol, sont logés dans le poste de pilotage pressurisé, situé entre la cloison étanche verticale à FS 149 et la cloison inclinée à FS 217. Les commandes de vol et les commandes réacteur traversent le plancher du poste de pilotage pour passer dans un chemin de câbles le long du bas du fuselage. Le chemin de câbles est couvert par cinq panneaux fixés au moyen de vis rapides. Les quatre panneaux avant sont montés sur des charnières et le panneau arrière est amovible pour permettre l'accès au chemin de câbles. L'orifice d'évacuation d'air conditionné est muni d'un déflecteur qui empêche les saletés d'y pénétrer.

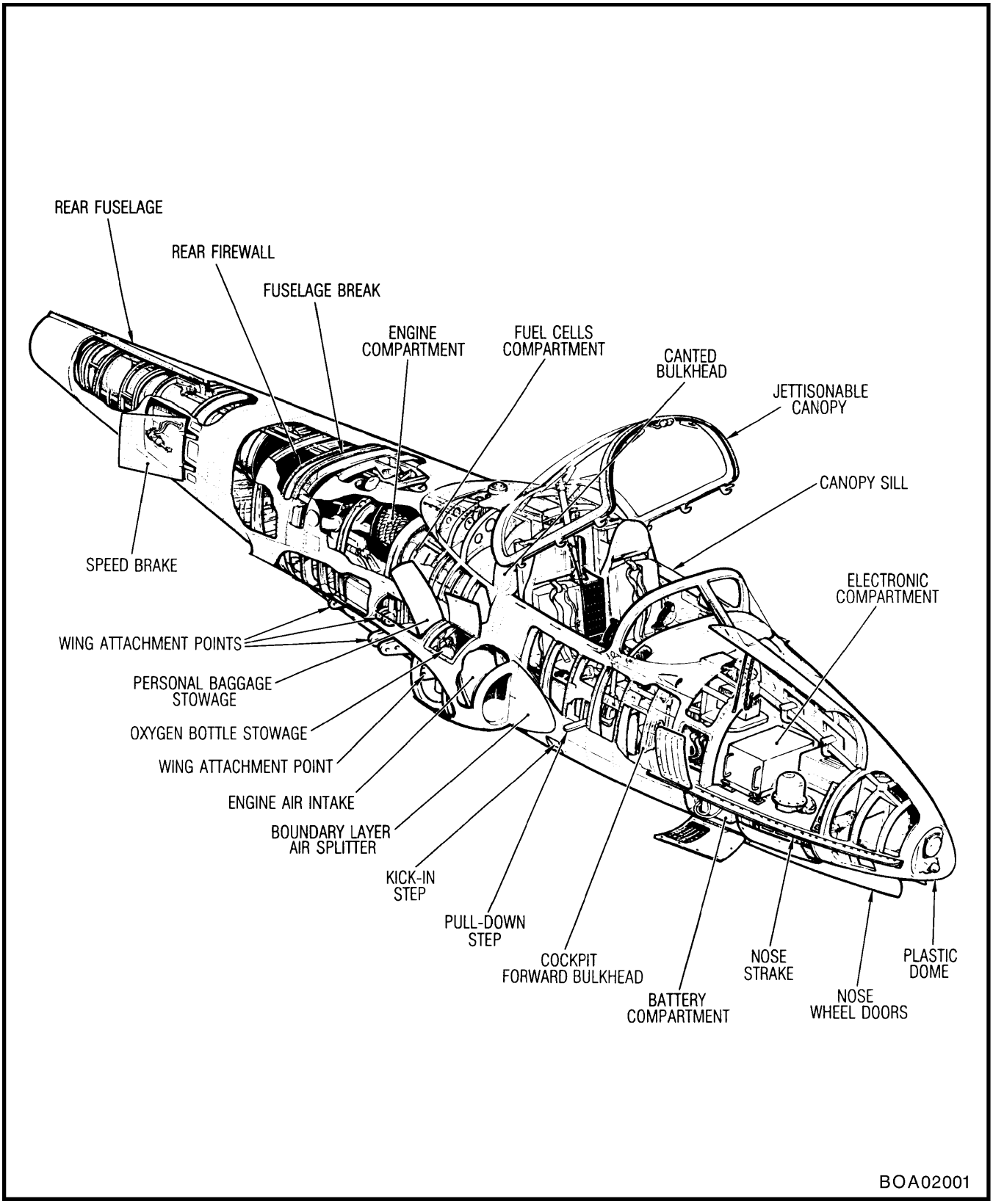


Figure 2-1 Fuselage – General View

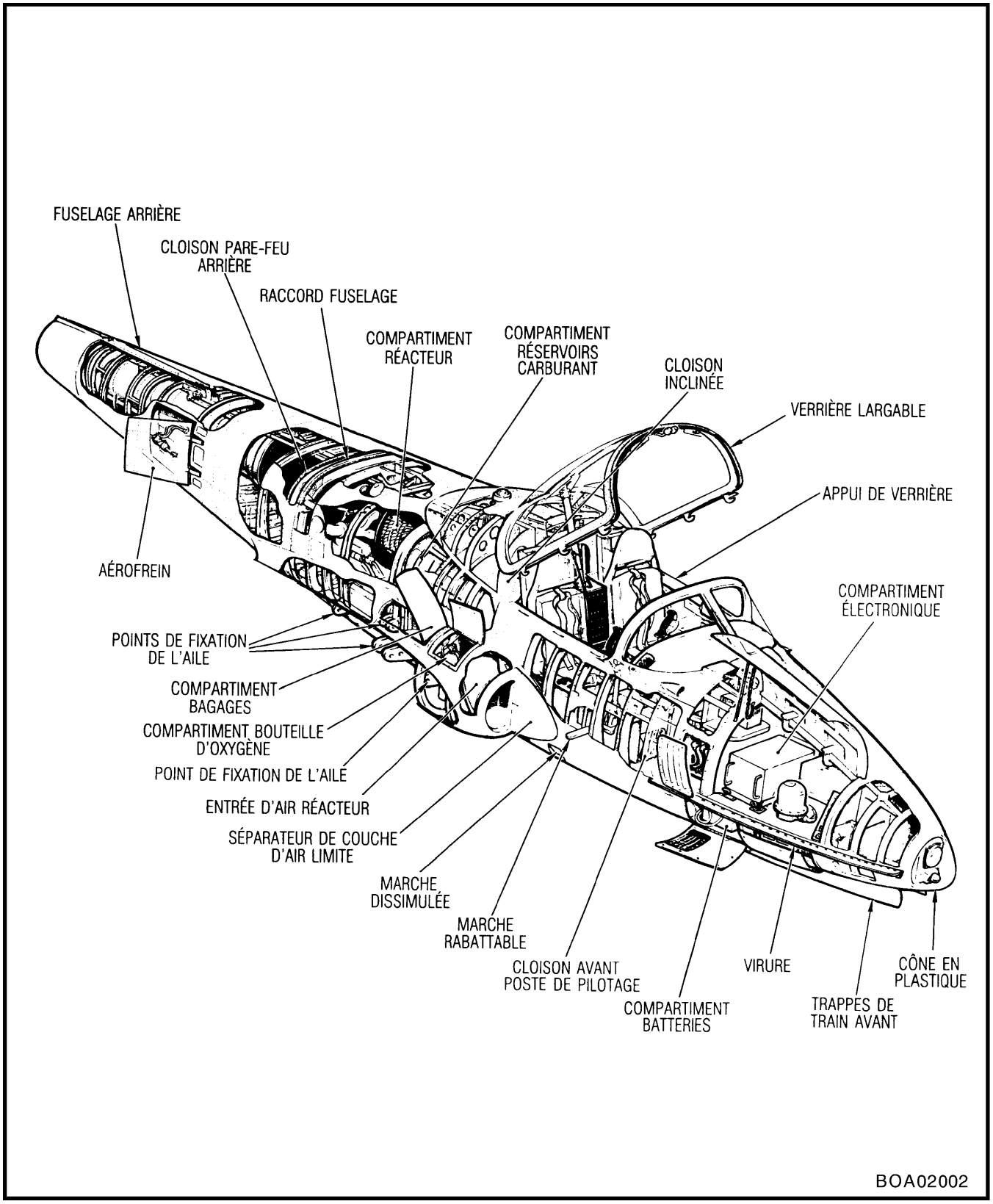


Figure 2-1 Vue d'ensemble de l'avion

6. The area between the canted bulkhead and the bulkhead at FS 277.5 houses five separate but interconnected fuel cells and a portion of the fibreglass air intake duct for the engine. Engine bay zone 1, aft of the bulkhead between FS 277.5 and FS 314, houses hydraulic and other services in addition to the forward section of the engine.

7. The fuselage break is at FS 308. Engine bay zone 2 is aft of the firewall at FS 314. Compartments on each side of the rear fuselage between FS 370 and FS 391 house the actuators for the speed brakes. The brakes are a part of the fuselage skin in this area.

8. The fuselage skin is riveted to the frames and longerons. All access holes cut in the skin are reinforced by doubling plates and intercostals.

FRAMES

GENERAL

9. The fuselage frames vary in section and shape at different locations on the fuselage, being nearly circular at the front and rear but increasing in depth or width, or both, as required to accommodate equipment such as nose landing gear, pilot seats, fuel cells, engine, etc. Some frames have webs and are used to maintain the shape of the fuselage and to act as bulkheads. Some are complete frames made of four sections; others are partial frames having two or three sections. The sections are secured to the longerons.

10. Special fittings on the frames at FS 235, FS 257 and FS 285 are used to attach the wings to the fuselage structure. Two pressure bulkheads, the forward one vertical and the aft one canted, form the forward and rear cockpit area boundaries. False frames on the fuselage frame at FS 229 support the fairings over the engine air intakes.

NOSE SECTION

11. Only two of the frames in the nose section are complete frames, as provision has to be made for housing the nose landing gear in the retracted position. Frames at FS 89 and FS 91 are sheet aluminum stampings flanged at the outside edge and around the cutouts for the lights. The outer edge of the frame at FS 89 is further reinforced by a sheet metal angle to form a landing for the transparent nose cone. The frames at FS 97 and FS 103 are shallow U-section

6. La partie entre la cloison inclinée et la cloison à FS 277.5 abrite cinq réservoirs souples de carburant séparés mais intercommunicants et une partie de la manche d'entrée d'air réacteur en fibre de verre. La zone 1 du compartiment réacteur, qui s'étend de l'arrière de la cloison à FS 277.5 jusqu'à FS 314, abrite l'équipement hydraulique et les autres servitudes en plus de la partie avant du réacteur.

7. Le raccord du fuselage est situé à FS 308. La zone 2 du compartiment réacteur se trouve à l'arrière de la cloison pare-feu à FS 314. De chaque côté du fuselage arrière, entre FS 370 et FS 391, un compartiment loge les vérins des aérofreins, ces derniers faisant partie intégrante du revêtement du fuselage à cet endroit.

8. Le revêtement du fuselage est riveté aux cadres et aux longerons. Tous les trous de visite découpés dans le revêtement sont renforcés par des plaques de renfort et des entretoises.

CADRES

GÉNÉRALITÉS

9. La section et la forme des cadres de fuselage varient selon leur emplacement. Ils sont presque circulaires à l'avant et à l'arrière, mais leur épaisseur et leur largeur, ou les deux, peuvent augmenter selon les besoins pour abriter de l'équipement tel que le train avant, les sièges pilotes, les réservoirs carburant, le réacteur, etc. Certains cadres ont une âme et servent à maintenir la forme du fuselage ou jouent le rôle de cloison. Certains sont des cadres complets constitués de quatre sections, d'autres sont des cadres partiels constitués seulement de deux ou trois sections. Les sections sont fixées aux longerons.

10. Des ferrures spéciales sur les cadres à FS 235, FS 257 et FS 285, sont utilisées pour la fixation des ailes à la structure du fuselage. Deux cloisons étanches, l'une verticale à l'avant et l'autre inclinée à l'arrière, forment les limites avant et arrière du poste de pilotage. Deux faux cadres sur le fuselage, à FS 229, supportent les carénages qui enveloppent les entrées d'air réacteur.

FUSELAGE AVANT

11. Seulement deux des cadres du fuselage avant sont complets, car il a fallu laisser l'espace nécessaire pour loger le train avant en position rentrée. Les cadres à FS 89 et FS 91 sont des tôles d'aluminium embouties, avec un rebord à l'extrémité extérieure et autour des découpes d'allégement pour les phares. Le bord extérieur du cadre à FS 89 est renforcé par une cornière en tôle métallique qui sert d'appui au cône de nez transparent. Les cadres à FS 97 et à

partial frames with a cutout to form the nose wheel well. The frame at FS 110 is a partial bulkhead with a cutout for the nose gear leg when the landing gear is in the retracted position. The aluminum sheet bulkhead has a hoop-shaped right angle riveted around the periphery, and is further strengthened by vertical and horizontal extrusion angle stiffeners.

12. At FS 116, FS 124 and FS 132 are located partial frames or formers. The first two are only large enough to help maintain the required curvature of the fuselage skin, but at FS 132 the frame extends on either side of the nose gear bay up to the compartment floor. This frame is also strengthened by vertical and horizontal extruded angle stiffeners. After being broken for the side access panels, these frames are continued across the box beam located on the top of the nose section between FS 97 and FS 149.

COCKPIT AREA

13. The web of the frame at FS 149 forms the forward pressure bulkhead of this area. It is an aluminum sheet flanged around the periphery and stiffened by vertical and horizontal extruded angle stiffeners. Between FS 158 and FS 215, the frames are Z-section partial frames, the first two ending at the windshield frame and the others ending at the canopy sill. The aft pressure bulkhead, a canted frame at FS 217, is aluminum sheet flanged at the edges and strengthened by vertical and horizontal extruded angle stiffeners. Rails for the ejection seats are secured to the forward face of this bulkhead.

CENTRE FUSELAGE

14. Top hat section channel is used for the frames at FS 228, FS 242, FS 250 and FS 267. At FS 235, FS 257 and FS 277, the bulkheads are strengthened by stiffeners and are cut out for the engine air intakes. There are two rectangular cutouts at FS 235 for the bifurcated intake and circular cutouts at FS 257 and FS 277. The web at FS 277 is a heat-reflecting laminate with sheet titanium on the aft face. Heavy fittings for the attachment of the wings provide further strengthening for the frame at FS 277 and FS 235. The frame at FS 285 is a Z-section strengthened by angle extrusions and has two fittings for the attachment of the wings. The three remaining frames are flanged U-section. At FS 308, the frame is further built up and strengthened in the areas surrounding the rear fuselage attachment bolts.

FS 103 sont des cadres partiels profilés en U, avec une découpe formant le logement du train avant. Le cadre à FS 110 est une cloison partielle avec une découpe logeant la jambe de train avant quand le train est en position rentrée. La cloison en tôle d'aluminium a une cornière en cerceau rivetée sur la périphérie et est renforcée par des raidisseurs de cornière extrudés verticaux et horizontaux.

12. À FS 116, FS 124 et FS 132, on retrouve des cadres partiels dont les deux premiers sont juste assez grands pour aider à maintenir la courbure du revêtement du fuselage. Mais à FS 132, le cadre dépasse de chaque côté du logement du train avant jusqu'au plancher du compartiment. Ce cadre est également renforcé par des raidisseurs de cornière extrudés verticaux et horizontaux. Ces cadres sont interrompus par les panneaux d'accès latéraux mais se prolongent à travers le caisson qui se trouve au sommet du fuselage avant, entre FS 97 et FS 149.

POSTE DE PILOTAGE

13. L'âme du cadre à FS 149 forme la cloison étanche avant à cet endroit. Il s'agit d'une tôle d'aluminium à rebord sur la périphérie et renforcée par des raidisseurs de cornière extrudés verticaux et horizontaux. Entre FS 158 et FS 215, les cadres sont des cadres partiels profilés en Z, les deux premiers se terminant au cadre du pare-brise et les autres à la base d'appui de la verrière. La cloison étanche arrière, constituée par un cadre à FS 217 inclinée, est en tôle d'aluminium avec un rebord autour, et est renforcée par des raidisseurs de cornière extrudés verticaux et horizontaux. Les rails des sièges éjectables sont fixés à la face avant de cette cloison.

FUSELAGE CENTRAL

14. Le profilé en oméga du haut est utilisé pour les cadres à FS 228, FS 242, FS 250 et FS 267. À FS 235, FS 257 et FS 277, les cloisons sont renforcées par des raidisseurs et comportent des découpes pour les entrées d'air réacteur, deux découpes rectangulaires à FS 235 pour les deux branches de l'entrée d'air, et des découpes circulaires à FS 257 et FS 277. L'âme à FS 277 est un laminé thermo-réfléchissant recouvert d'une feuille de titane sur la face arrière. De solides ferrures pour la fixation des ailes assurent un renfort supplémentaire pour le cadre à FS 277 et FS 235. Le cadre à FS 285 est un profilé en Z, renforcé par des cornières extrudées, et comporte deux ferrures pour la fixation des ailes. Les trois cadres restants sont des profilés en U à rebord, à FS 308. Le cadre est de plus renforcé aux endroits qui entourent les boulons de fixation du fuselage arrière.

REAR FUSELAGE

GENERAL

15. Titanium is used in the web of the frame at FS 314. The hole for the engine has a special seal riveted around the periphery. This seal is made of silicone sponge rubber covered with woven asbestos cloth. At FS 363, FS 371 and FS 397 the frames are built up of webs and angle and have sections which vary at different portions of the frames. The remainder of the frames are of Z-section or U-section. A small stop plate secured to the LH fillet is designed to prevent the external power cable fouling between the fairing and the flaps.

REMOVAL

16. Proceed as follows (see Figure 2-2):

a. Prevent aircraft from changing attitude as weight of rear fuselage is removed by one of the two following methods:

(1) Jacking the aircraft (see C-12-114-000/MF-001); or

(2) Placing jack under nose jacking pad and raising jack until it just contacts the pad.

b. Open access panels 15-13, -15, -20 and -22, and 16-9, -10, -11, -14, -15 and -17 (see C-12-114-000/MF-001).

c. Engage control locks in cockpit and clamp control surfaces.

d. Disconnect drain manifold by releasing Camloc fasteners.

e. Disconnect fuel vent line at coupling.

f. Disconnect jet-pipe at flanged clamp (see C-12-114-0D0/MF-001).

g. Disconnect zone 2 cooling air bleed supply duct at elbow.

h. Disconnect starter-generator air cooling duct at Marman clamp.

i. Disconnect electrical leads at plug P70 and coaxial disconnect at plug P6RNV at FS 314.

FUSELAGE ARRIÈRE

GÉNÉRALITÉS

15. L'âme du cadre à FS 314 contient du titane. Le trou pour le réacteur comporte un joint spécial riveté tout autour. Ce joint est en caoutchouc silicone spongieux, recouvert de toile d'amiante tissée. Sauf à FS 363, FS 371 et FS 397, où les cadres sont composés d'une succession d'âmes et de cornières à section variable, le reste est constitué de profilés en Z ou en U. Une petite plaque de butée, fixée au congé gauche, est destinée à empêcher le câble d'alimentation électrique de parc de se coincer entre le carénage et les volets.

DÉPOSE

16. Procéder comme suit (voir figure 2-2) :

a. Empêcher l'avion de changer d'assiette, pendant la dépose du fuselage arrière, en procédant d'une des deux façons suivantes :

(1) Lever l'avion sur des vérins (voir C-12-114-000/MF-001); ou

(2) Placer un vérin sous la rotule de levage du train avant et le lever jusqu'à ce qu'il touche la rotule.

b. Ouvrir les panneaux d'accès 15-13, -15, -20 et -22 et les panneaux 16-9, -10, -11, -14, -15 et -17 (voir C-12-114-000/MF-001).

c. Engager les verrouillages des commandes dans le poste de pilotage et bloquer les gouvernes.

d. Débrancher le collecteur de drainage en desserrant les fixations Camloc.

e. Débrancher la conduite de mise à l'air libre carburant au raccord.

f. Débrancher la tuyère au collier à rebord (voir C-12-114-0D0/MF-001).

g. Débrancher la conduite d'air de prélèvement pour le refroidissement de la zone 2 au coude.

h. Débrancher la conduite de refroidissement d'air de la génératrice-démarreur au collier Marman.

i. Débrancher les fils électriques à la fiche P70 et le connecteur coaxial à la fiche P6RNV à FS 314.

j. Disengage speed brake hydraulic lines at the quick-disconnect couplings at FS 300. Cover ends of couplings. Disconnect elevator and rudder controls at FS 295. Support controls to prevent damage to dry lubricant at fire seals.

k. Position dolly (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 41, used in conjunction with rear fuselage stand) under the rear fuselage at FS 342 and FS 424. Strap rear fuselage to dolly.

NOTE

If a fuselage dolly is not available, use a hoisting sling.

l. Remove the two lower attachment bolts, noting positions and order of washers, etc.

m. Slacken fuselage upper attachment bolts two or three turns and adjust dolly to take weight of rear fuselage. Remove nuts, washers, etc, noting order and position of items removed.

CAUTION

When moving fuselage sections, pay particular attention that there is sufficient clearance between:

(1) Firewall seal and engine aft sling point.

(2) Zone 2 cooling ram air duct and adjacent structures.

(3) Engine drain manifold and rear fuselage.

(4) Empennage control rods and zone 1 fire detector wire.

n. Move fuselage section aft to clear engine.

j. Débrancher les conduites hydrauliques des aérofreins aux raccords rapides à FS 300. Couvrir les extrémités des raccords. Débrancher les commandes des gouvernes de profondeur et de direction à FS 295. Soutenir les fiant sec aux joints ignifuges.

k. Placer un chariot à roulettes (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 41, utilisé avec le trépied de fuselage arrière) sous le fuselage arrière, à FS 342 et FS 424. Fixer le fuselage arrière sur le chariot.

NOTA

S'il n'y a pas de chariot de fuselage, utiliser une élingue de levage.

l. Enlever les deux boulons de fixation inférieurs, en notant leur position, l'ordre des rondelles, etc.

m. Desserrer les boulons de fixation supérieurs du fuselage de deux ou trois tours et régler le chariot pour qu'il puisse supporter le poids du fuselage arrière. Enlever les écrous, les rondelles, etc, en notant l'ordre et la position des pièces enlevées.

ATTENTION

Lorsqu'on déplace des sections du fuselage, prendre bien soin qu'il y ait un dégagement suffisant entre :

(1) Le joint de la cloison pare-feu et le point d'élingue arrière du réacteur.

(2) La conduite d'air dynamique de refroidissement de la zone 2 et les structures voisines.

(3) Le collecteur de drainage du réacteur et le fuselage arrière.

(4) Les tringles de commande de l'empennage et le câble de détection d'incendie de la zone 1.

n. Déplacer le fuselage vers l'arrière pour dégager le réacteur.

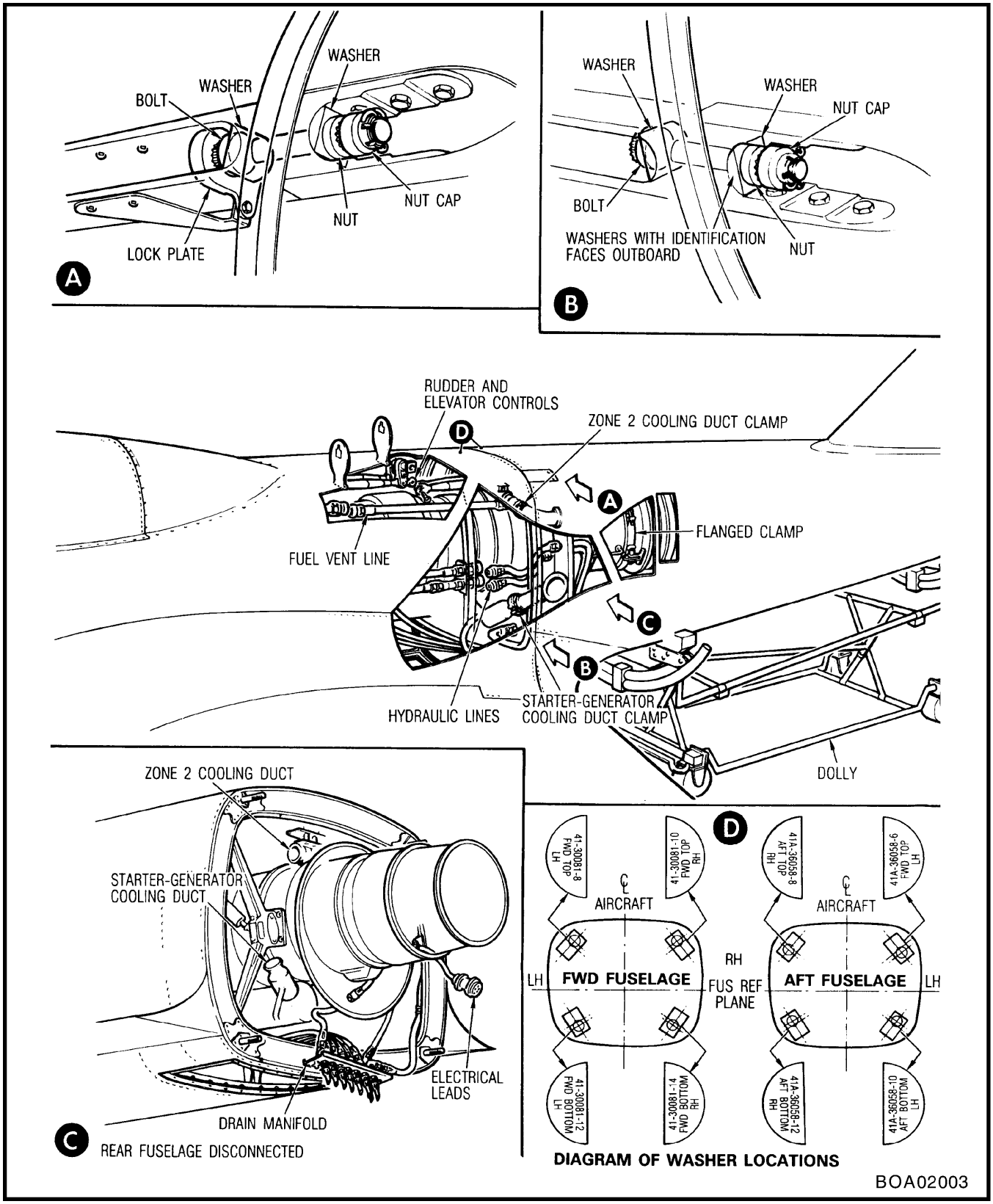


Figure 2-2 Removal and Installation of Rear Fuselage

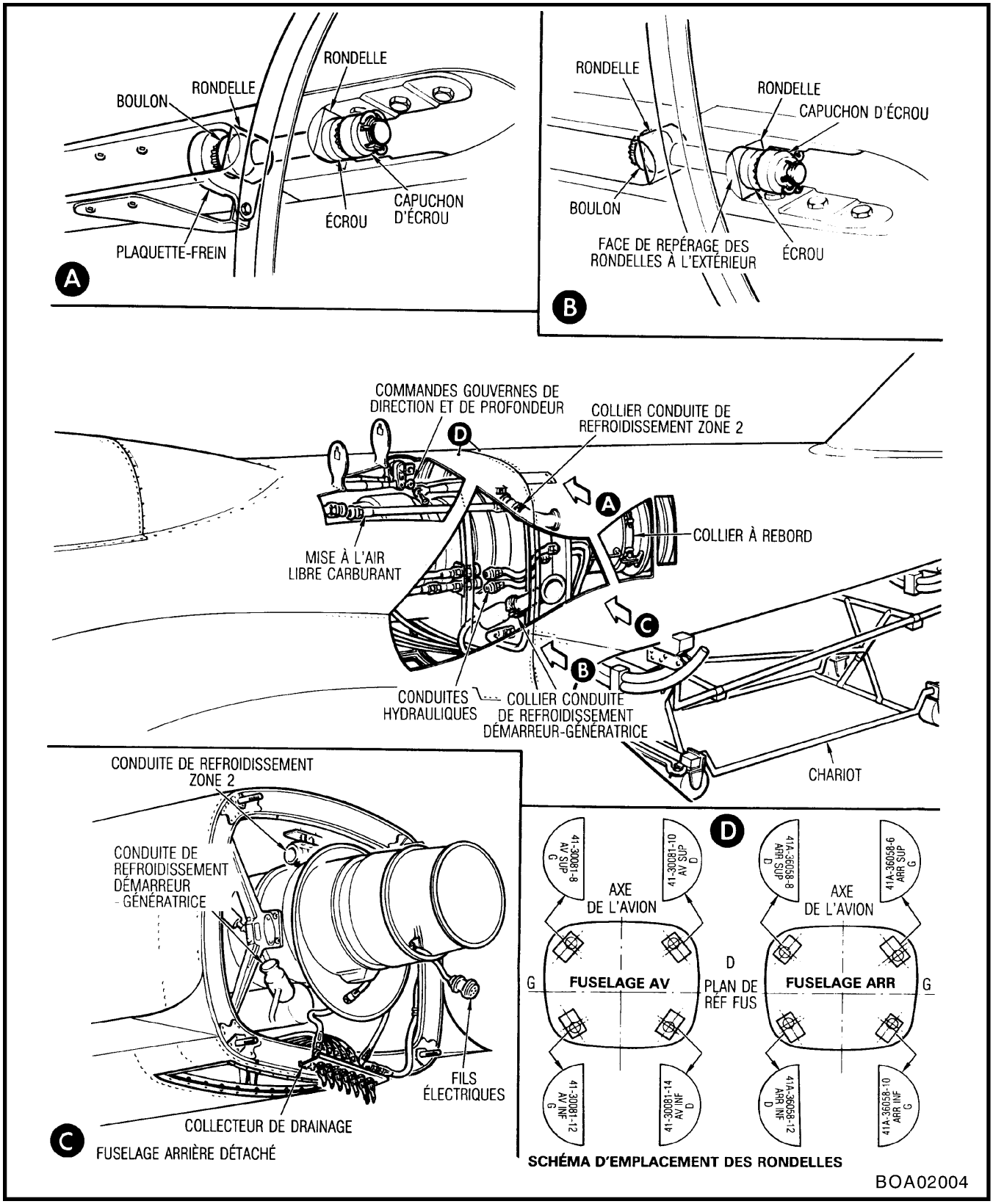


Figure 2-2 Dépose et pose du fuselage arrière

INSTALLATION

17. Proceed as follows (see Figure 2-2):

    a. Position rear fuselage (using dolly or sling) to line up bolt holes with attachment bolts and move rear fuselage forward until front and rear fuselage frames are in contact.

    b. Apply a light even coating of anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 1) to each attachment bolt shank, to bolt threads, under each bolt head (faying surface), and to faying surface of each nut.

CAUTION

The attachment bolt washers shall be fitted in the locations shown in Detail D, with the identification numbers facing outboard. Check that there is no gap between frames when 45 N•m (400 in•lb) of torque has been applied to all nuts.

    c. Install the attachment bolt washers, nuts and nut caps on the two top bolts. Torque the two top nuts to a value between 124 and 158 N•m (1100 and 1400 in•lb). Remove sling or dolly. Install the attachment bolt washers, nuts and nut caps on the two bottom bolts. Torque the bottom nuts to a value between 79 and 112 N•m (700 and 990 in•lb). Lock nut caps with cotter pins.

    d. Engage the speed brake hydraulic lines at the quick-disconnect coupling at FS 300.

    e. Connect electrical leads at plug P70 and coaxial disconnect at plug P6RNV at FS 314.

    f. Connect fuel vent line at coupling.

    g. Install jet-pipe clamp ring and quick-release pins in safety latches (see C-12-114-0D0/MF-001).

    h. Connect zone 2 cooling air duct. Ensure that even contact is made at all points and torque to a value between 1.36 and 1.7 N•m (12 and 15 in•lb) of Class 2 torque (see C-12-114-000/MF-001).

POSE

17. Procéder comme suit voir (figure 2-2) :

    a. Positionner le fuselage arrière (au moyen d'un chariot ou d'une élingue) de façon à aligner les trous de boulonnage avec les boulons de fixation et déplacer le fuselage arrière vers l'avant jusqu'à ce que les cadres des fuselages arrière et avant soient en contact.

    b. Appliquer uniformément une mince couche de produit antigrippage (voir figure 1-2, article 1) sur chaque tige de boulon de fixation, sur le filetage, sous les têtes des boulons (surface de contact) et sur la surface de contact de chaque écrou.

ATTENTION

Les rondelles des boulons de fixation doivent être placées aux endroits indiqués au détail D, les numéros de repérage faisant face à l'extérieur. S'assurer qu'il n'y a pas de jeu entre les cadres quand tous les écrous sont serrés à 45 N•m (400 po•lb).

    c. Poser les rondelles de boulons de fixation, les écrous et les capuchons d'écrous sur les deux boulons supérieurs. Serrer les deux écrous supérieurs entre 124 et 158 N•m (1100 et 1400 po•lb). Enlever l'élingue ou le chariot. Poser les rondelles de boulons de fixation, les écrous et les capuchons d'écrous sur les deux boulons du bas. Serrer les deux écrous du bas entre 79 et 112 N•m (700 et 990 po•lb). Freiner les capuchons avec des goupilles fendues.

    d. Brancher les conduites hydrauliques des aérofreins aux raccords rapides à FS 300.

    e. Brancher les fils électriques à P70 et le connecteur coaxial à la fiche P6RNV à FS 314.

    f. Brancher la conduite de mise à l'air libre au raccord.

    g. Poser le collier de la tuyère et les goupilles rapides dans les verrous de sécurité (voir C-12-114-0D0/MF-001).

    h. Brancher la conduite d'air de refroidissement de la zone 2. S'assurer qu'il y a un contact uniforme en tout point et serrer entre 1.36 et 1.7 N•m (12 et 15 po•lb) pour un couple de classe 2 (voir C-12-114-000/MF-001).

i. Lubricate with anti-chafing grease (see Figure 1-2, Item 2) the starter-generator air cooling duct joint connections, including V-band coupling, bolt and nut.

j. Install V-band coupling as follows:

(1) Expand V-band coupling by backing off locking nut on latch bolt and springing open the coupling.

(2) Slip expanded coupling over flange and duct on one side of joint.

(3) Align and bring together mating flanges of ducts.

(4) Position coupling carefully over the mated flanges, compress coupling and close latch, ensuring that latch bolt is firmly seated in saddle. Tighten nut of latch bolt and torque to a value between 3.6 and 4.3 N•m (32 and 38 in•lb). When three-quarters of the final torque value has been reached, tap around outside of coupling band with a wooden mallet or similar equipment. Tighten band to final torque value, tap band again and retighten as necessary.

k. Secure drain manifold to rear fuselage frame.

l. Connect elevator and rudder control systems at FS 295 by installing bolts, washers and nuts. Lock the nuts with cotter pins.

NOTE

Install bolts with one flat of bolt contacting lug of fork-end.

m. Disengage control lock in cockpit and remove clamps.

n. Remove jacks (see C-12-114-000/MF-001).

o. Check elevator and rudder controls for freedom of movement.

i. Lubrifier les raccords du joint de la conduite de refroidissement d'air de la génératrice-démarreur, y compris le collier serreflex, le boulon et l'écrou avec de la graisse antifriction (voir figure 1-2, article 2).

j. Poser le collier serreflex comme suit :

(1) Étirer le collier serreflex en reculant l'écrou de blocage sur le boulon de verrouillage et en forçant le collier à s'ouvrir.

(2) Glisser le collier étiré par-dessus le rebord et la conduite d'un côté du joint.

(3) Aligner et mettre en contact les rebords correspondants des conduites.

(4) Poser le collier avec soin par-dessus le rebord correspondant, comprimer le collier et fermer le verrou en s'assurant que le boulon de verrouillage appuie bien sur son siège et serrer l'écrou du boulon entre 3.6 et 4.3 N•m (32 et 38 po•lb). Une fois l'écrou serré au moins aux trois quarts du couple final, tapoter autour de l'extérieur de la bande du collier avec un maillet de bois ou un outil semblable. Serrer le collier au couple final, le tapoter de nouveau et resserrer au besoin.

k. Fixer le collecteur de drainage au cadre du fuselage arrière.

l. Connecter les systèmes de commande des gouvernes de profondeur et de direction à FS 295 au moyen de boulons, de rondelles et d'écrous. Freiner les écrous avec des goupilles fendues.

NOTA

Les boulons doivent être posés de façon qu'un pan du boulon soit en contact avec la patte de la chape.

m. Désengager le verrouillage des commandes dans le poste de pilotage et enlever les colliers.

n. Enlever les vérins (voir C-12-114-000/MF-001).

o. S'assurer que les commandes des gouvernes de profondeur et de direction ont la liberté de mouvement voulue.

p. Carry out a functional check of elevator and rudder control systems (see Part 5).

q. Connect ground power to aircraft and carry out a functional check of electrical systems in rear fuselage and empennage (see C-12-114-0F0/MF-001).

r. Check that all parts disturbed are secured and locked.

s. Install access panels.

SPEED BRAKES

GENERAL

18. The speed brakes, located between FS 369 and FS 389 on port and starboard, consist of inner and outer skins of clad aluminum alloy sheets strengthened with Z-section or U-section diaphragms. Two heavy hinge fittings of aluminum alloy attached to the forward edge of the brake permit it to swing outward and forward when the speed brake hydraulic actuator is extended. This actuator is connected to a steel trunnion mounted between two bearing housings secured to two of the horizontal diaphragms, and to a fitting on the fuselage. Two spring-loaded hinged fairing flaps cover the slots in which the speed brake hinge fittings move.

REMOVAL AND INSTALLATION

19. For the removal and installation of the speed brakes, see Figure 2-3.

FUSELAGE TO WING FILLETS AND FAIRINGS

20. The fuselage to wing fillets and fairings consist of the following main components on both LH and RH sides:

a. Fixed portion on rear fuselage.

b. Fixed upper portion on centre fuselage.

c. Fixed lower portion on centre fuselage.

d. Air intake fairing.

e. Droop snoot fairing.

f. Fixed portion on upper surface of wing.

p. Effectuer une vérification de fonctionnement des commandes des gouvernes de profondeur et de direction (voir Partie 5).

q. Brancher l'alimentation de parc à l'avion et effectuer une vérification de fonctionnement des systèmes électriques dans le fuselage arrière et l'empennage (voir C-12-114-0F0/MF-001).

r. Vérifier toutes les pièces dérangées pour s'assurer qu'elles sont bien fixées et verrouillées.

s. Poser les panneaux d'accès.

AÉROFREINS

GÉNÉRALITÉS

18. Les aérofreins, situés entre FS 369 et FS 389, à gauche et à droite, sont constitués de revêtements intérieurs et extérieurs en tôle d'aluminium renforcée par des membranes profilées en Z ou en U. Deux solides ferrures d'articulation en alliage d'aluminium, fixées au bord avant de l'aérofrein, lui permettent de pivoter vers l'extérieur et vers l'avant quand le vérin hydraulique est sorti. Ce vérin est fixé à un tourillon d'acier monté entre deux logements de palier fixés à deux des membranes horizontales et à une ferrure sur le fuselage. Deux volets de carénage à ressort et articulés recouvrent les fentes dans lesquelles les ferrures d'articulation des aérofreins se déplacent.

DÉPOSE ET POSE

19. Pour la dépose et la pose des aérofreins, voir figure 2-3.

CONGÉS DE RACCORDEMENT ET CARÉNAGES AILE-FUSELAGE

20. Les congés de raccordement et carénages aile-fuselage comprennent les éléments principaux suivants, des côtés gauche et droit :

a. Partie fixe sur le fuselage arrière.

b. Partie supérieure fixe sur le fuselage central.

c. Partie inférieure fixe sur le fuselage central.

d. Carénage d'entrée d'air.

e. Carénage de bord d'attaque intérieur tombant.

f. Partie fixe sur l'extrados de l'aile.

g. Fixed portion on lower surface of wing.

h. Removable portions of boundary layer air splitter.

i. Access panels and fairing.

REMOVAL AND INSTALLATION OF AIR INTAKE FAIRING

21. For removal and installation of the air intake fairing, see Figure 2-4.

AIR INTAKE DUCT

REMOVAL

22. To remove the port or starboard fibreglass duct from the air intake assembly, proceed as follows (see Figure 2-5):

a. Remove aft fuselage (see Paragraph 16).

b. Remove engine (see C-12-114-0D0/MF-001).

c. Remove forward and two centre fuel cells (see C-12-114-0D0/MF-001).

d. Remove nose air intake fairing to gain access to duct seals.

e. Remove duct seal assemblies.

NOTE

Use locally manufactured offset screw-driver to remove three screws attaching seal assemblies to intake duct.

f. Remove sealant from intake casting at aft end of assembly.

g. Remove screws attaching aft end of duct to casting. Remove rubber seal, clamp and split ring assembly from aft end of air intake assembly.

h. Remove centre fuel cell protector.

i. Remove nose casting at forward end of duct.

j. Carefully remove air intake duct.

g. Partie fixe sur l'intrados de l'aile.

h. Parties amovibles du séparateur de couche limite.

i. Panneaux d'accès et carénages.

DÉPOSE ET POSE DU CARÉNAGE D'ENTRÉE D'AIR

21. Pour la dépose et la pose du carénage d'entrée d'air, voir figure 2-4.

MANCHE D'ENTRÉE D'AIR

DÉPOSE

22. Pour déposer la manche en fibre de verre droite ou gauche de l'entrée d'air, procéder comme suit (voir figure 2-5) :

a. Déposer le fuselage arrière (voir paragraphe 16).

b. Déposer le réacteur (voir C-12-114-0D0/MF-001).

c. Déposer le réservoir carburant avant et les deux réservoirs carburant centraux (voir C-12-114-0D0/MF-001).

d. Déposer le carénage d'entrée d'air réacteur pour avoir accès aux joints de la manche.

e. Enlever les joints de la manche.

NOTA

Utiliser un tournevis coudé fabriqué sur place pour enlever les trois vis fixant les joints à la manche d'entrée d'air.

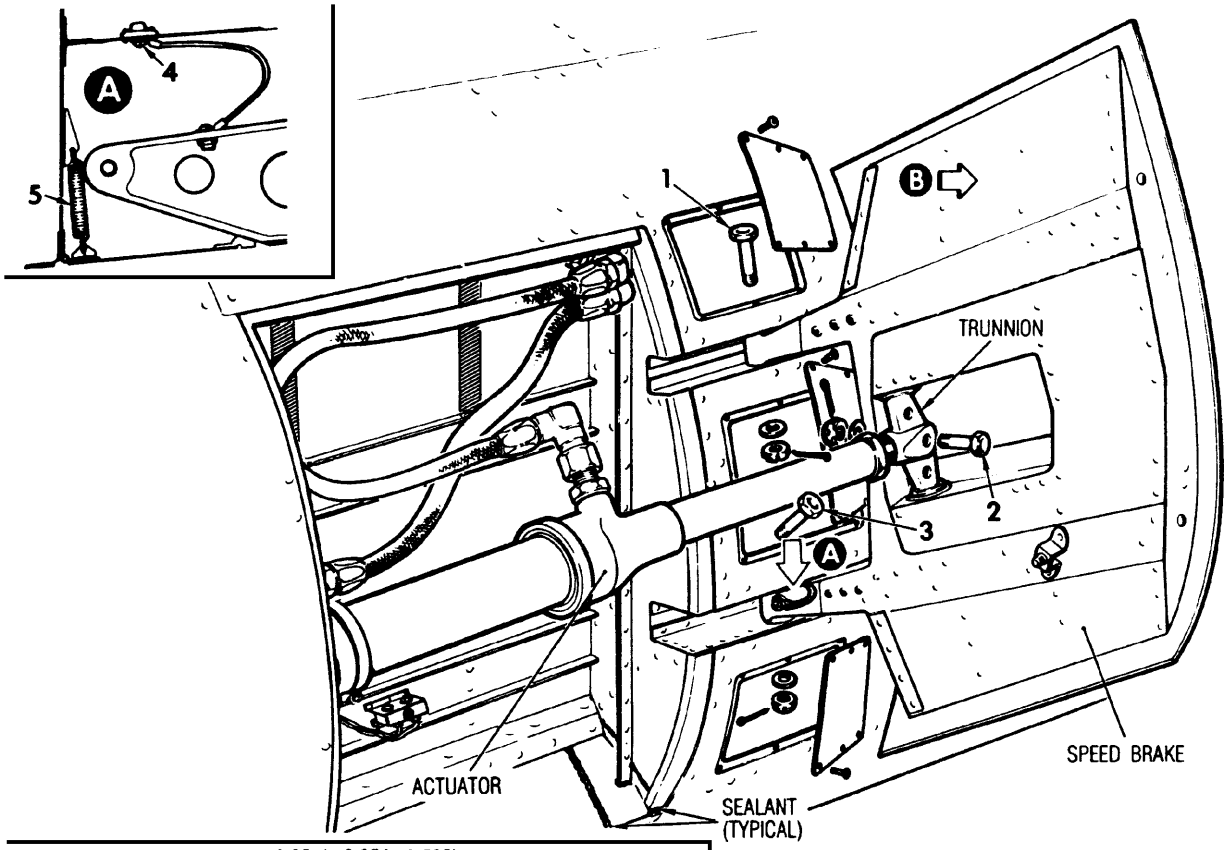
f. Enlever le composé d'étanchéité de la pièce de jonction d'entrée d'air arrière.

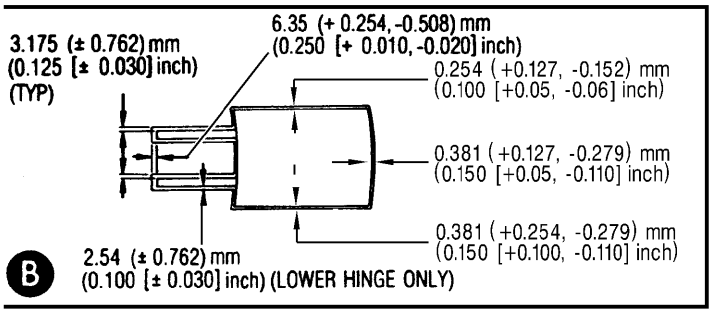
g. Enlever les vis fixant l'extrémité arrière de la manche à la pièce de jonction d'entrée d'air. Enlever le joint de caoutchouc, le collier et l'anneau fendu de l'extrémité arrière de l'entrée d'air.

h. Enlever le protecteur du réservoir carburant central.

i. Enlever le bord d'attaque d'entrée d'air à l'extrémité avant de la manche.

j. Déposer soigneusement la manche d'entrée d'air.





REMOVAL

STEPS

1 Obtain power on aircraft and select speed brakes open.

2 Hang flag on speed brake selector to prevent inadvertent operation of actuator.

3 Disconnect actuator from trunnion by removing bolt (2).

4 Remove access panels 16 -3, -5, and -7 or -4, -6 and -8 (see C-12-114-000/MF-001).

5 Disconnect coil spring (5) of hinge fairings and screw securing bonding jumper (4).

6 Remove hinge bolts (1 and 3) and lift brake clear of fuselage.

INSTALLATION

STEPS

1 Position brake and install hinge pins (1 and 3). Lock the nuts with cotter pins.

2 Connect coil spring (5) to hinge fairings.

3 Connect bonding jumper to brake by installing screw (4).

NOTE

Nut (item 4) may be replaced with an anchor nut to facilitate the replacement of the bonding jumper without removal of the tail pipe.

4 Connect actuator to trunnion by installing bolt (2), washer and nut. Secure nut with cotter pin.

5 Check that clearance between brake and fuselage is as per Detail B, and that the brake and fuselage skins are flush, plus or minus 0.762 mm (0.030 inch).

6 Obtain power on aircraft and carry out a functional and adjustment check of brakes (see Part 5).

7 Install access panels.

BOA02005

Figure 2-3 Removal and Installation of Speed Brakes

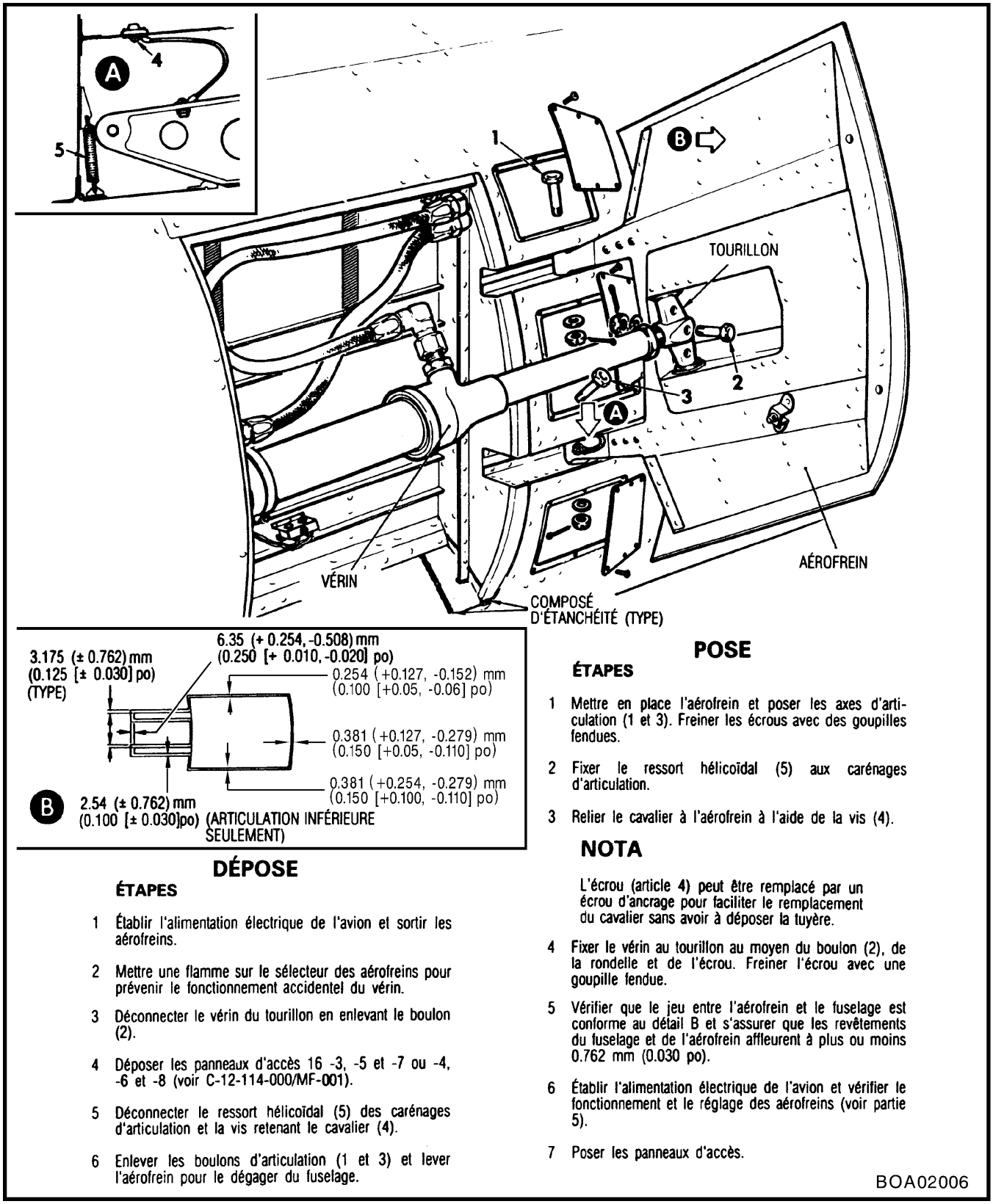
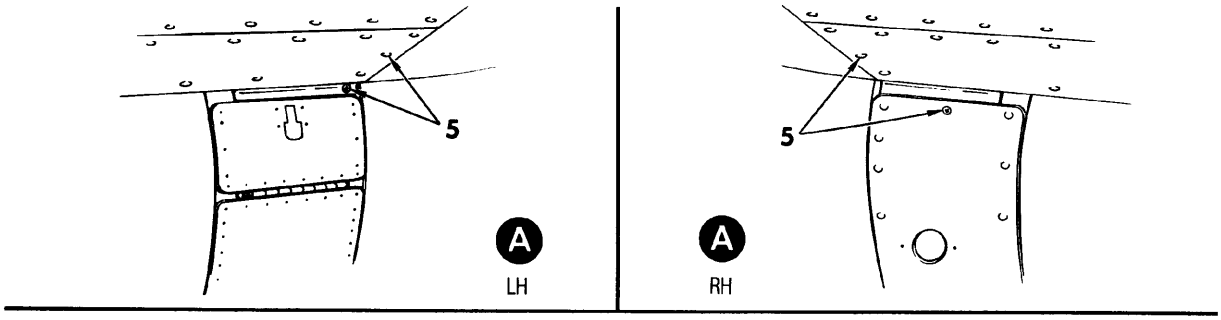
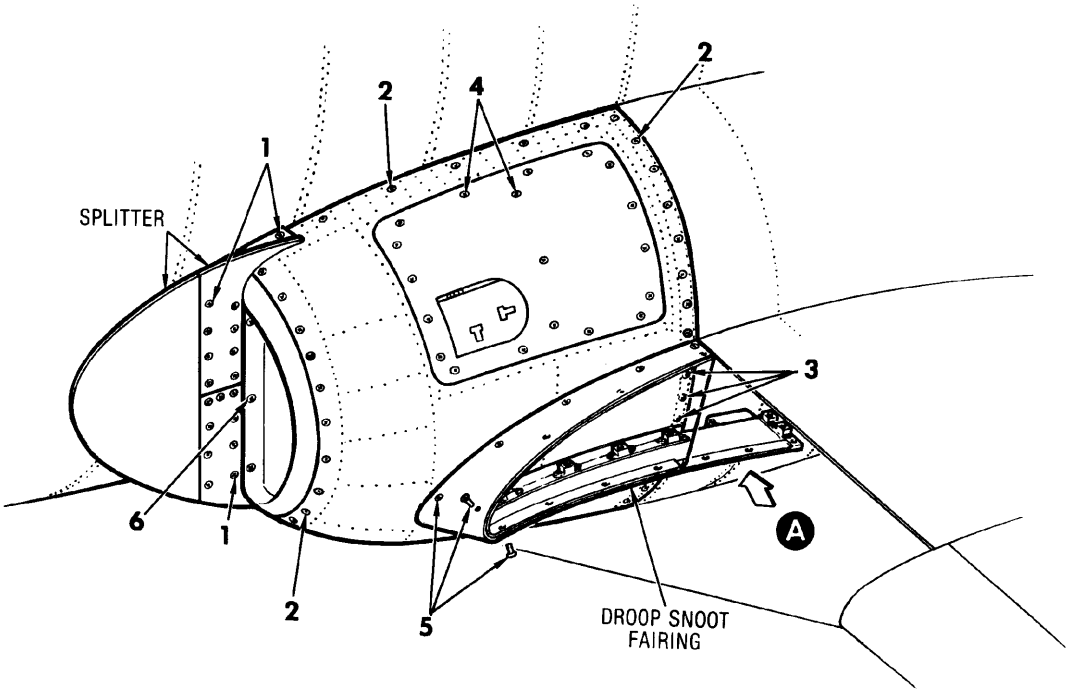


Figure 2-3 Dépose et pose des aérofreins





REMOVAL

STEPS

1 Remove access panel by removing screws (4).

2 Remove screws (1) securing top and bottom sections of air splitter and lift sections clear of air intake.

3 Remove screws (5) securing droop snoot fairing and pull fairing forward clear of the droop snoot.

4 Remove screws (2) and (3) securing the intake fairing. Move fairing out and forward.

INSTALLATION

STEPS

1 Position intake fairing and secure by installing screws (2) and (3).

2 Position droop snoot fairing and secure by installing screws (5).

3 Position top and bottom sections of air splitter and secure by installing screws (1).

4 Install access panel and secure by installing screws (4).

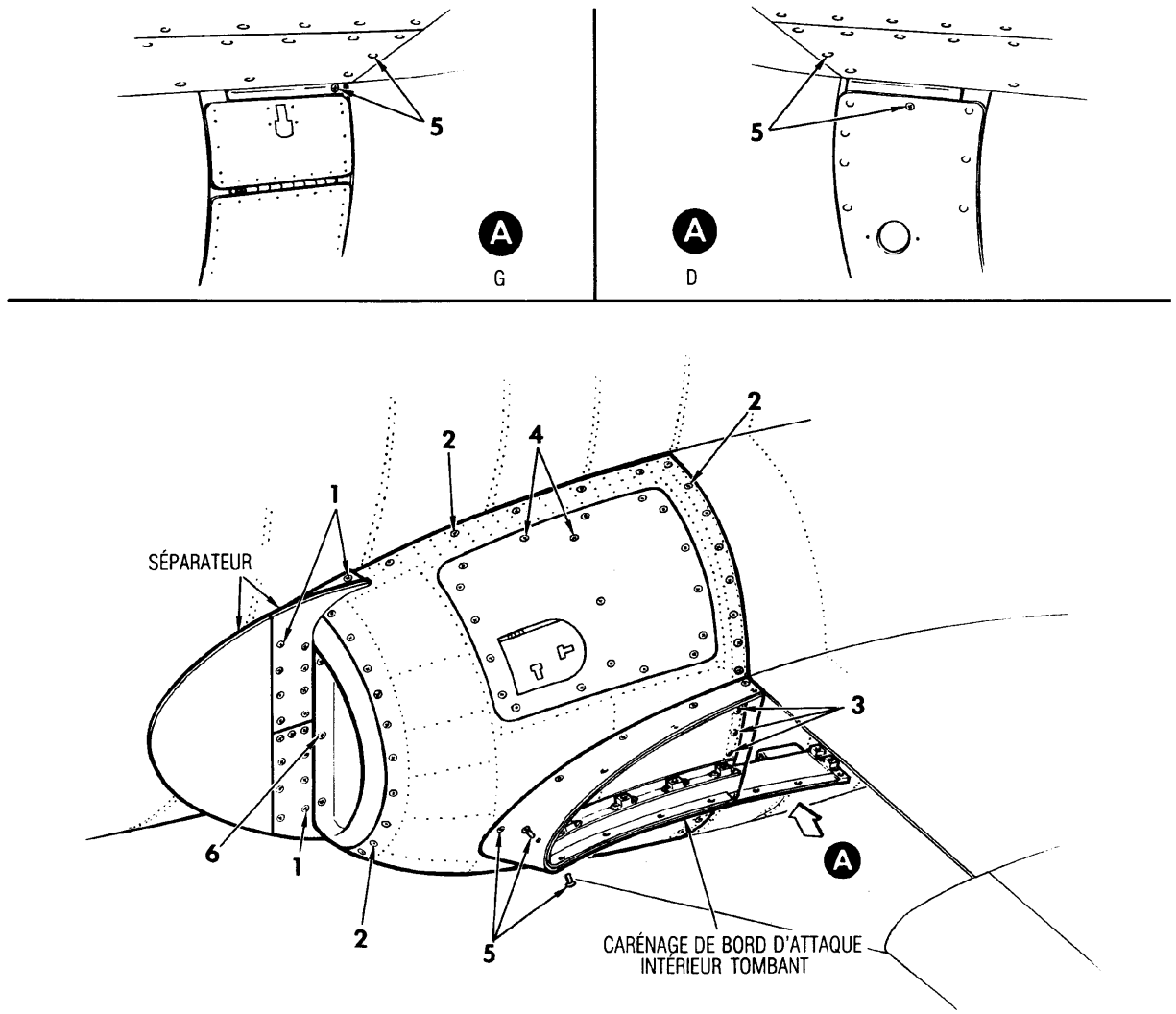
5 Check that screws (6) securing the intake nose casting are secure.

NOTE

For sealing, see C-12-114-000/MN-000.

BOA02007

Figure 2-4 Removal and Installation of Engine Air Intake Fairing



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Déposer le panneau d'accès en enlevant les vis (4).

2 Enlever les vis (1) qui retiennent les parties supérieures et inférieures du séparateur d'air et lever les parties pour les dégager de l'entrée d'air.

3 Enlever les vis (5) qui retiennent le carénage du bord d'attaque intérieur tombant et tirer le carénage vers l'avant pour le dégager du bord d'attaque.

4 Enlever les vis (2) et (3) qui retiennent le carénage d'entrée d'air. Déplacer le carénage vers l'extérieur et vers l'avant.

POSE

ÉTAPES

1 Poser le carénage d'entrée d'air et le fixer avec les vis (2) et (3).

2 Poser le carénage du bord d'attaque intérieur tombant et le fixer avec les vis (5).

3 Poser les parties supérieures et inférieures du séparateur d'air et le fixer avec les vis (1).

4 Poser le panneau d'accès et le fixer avec les vis (4).

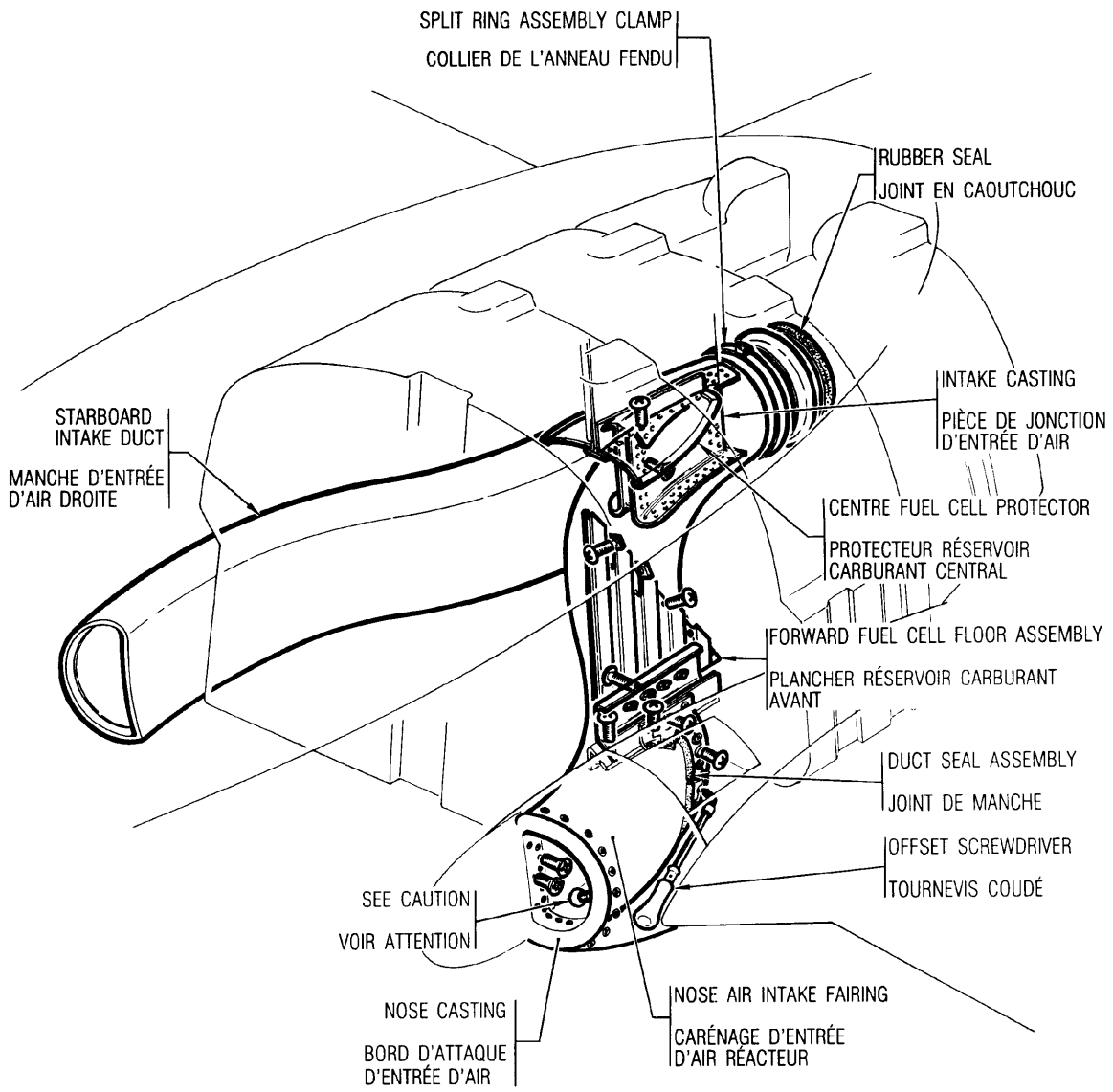
5 S'assurer que les vis (6) qui retiennent le bord d'attaque d'entrée d'air sont bien serrées.

NOTA

Pour les méthodes d'étanchéification, voir C-12-114-000/MN-000.

BOA02008

Figure 2-4 Dépose et pose du carénage d'entrée d'air réacteur



CAUTION

Bolts attaching nose casting shall not have threads in bearing. Conversely, when bolts are tight, a maximum of two threads may protrude through nut. Up to a maximum of three washers per screw shall be installed between nut and duct to give correct thread protrusion.

ATTENTION

Les boulons de fixation du bord d'attaque d'entrée d'air ne doivent pas avoir de filets dans le palier. À l'inverse, quand les boulons sont serrés, deux filets au maximum doivent dépasser de l'écrou. Au maximum trois rondelles par vis doivent être posées entre l'écrou et le manche pour assurer le dépassement voulu.

BOA02009

Figure 2-5 Removal and Installation of Intake Duct Assembly
Figure 2-5 Dépose et pose de la manche d'entrée d'air réacteur

INSTALLATION

23. To install replacement port or starboard air intake duct, proceed as follows (see Figure 2-5):

a. Remove forward fuel cell floor assembly.

b. Ensure that sealant is completely removed from intake casting at aft end of assembly. For procedure to remove sealant, see Paragraph 24.

c. Install replacement fibreglass duct in aircraft. Do not attach to aircraft at this time. Coat faying surface of duct between aft casting and duct with parting compound (see Figure 1-2, Item 3).

d. Install aluminum alloy nose casting. Install the three locating pins securing nose casting to fuselage structure.

e. Position duct using attaching screws through three pre-drilled location holes at forward end of duct and four pre-drilled location holes in aft end of duct.

f. Install forward fuel cell floor assembly.

g. Install centre fuel cell protector.

h. Install duct seal assemblies using locally manufactured offset screwdriver.

i. Install rubber seal, clamp and seal assembly at aft end of air intake assembly.

j. Backdrill through aluminum alloy nose casting and aft intake casting, using No. 10 (0.193) drill. Install attaching screws and torque to 2.8 N•m (25 in•lb).

POSE

23. Pour poser la manche d'entrée d'air de rechange gauche ou droite, procéder comme suit (voir figure 2-5) :

a. Déposer le plancher du réservoir carburant avant.

b. S'assurer que le composé d'étanchéité a été complètement enlevé de la pièce de jonction d'entrée d'air arrière. Pour la méthode d'enlèvement du composé d'étanchéité, voir paragraphe 24.

c. Poser la manche de rechange en fibre de verre. Ne pas la fixer immédiatement à l'avion. Enduire de composé séparateur la surface de la manche qui est en contact avec la pièce de jonction d'entrée d'air arrière (voir figure 1-2, article 3).

d. Poser le bord d'attaque d'entrée d'air en alliage d'aluminium. Poser les trois goupilles de positionnement qui retiennent le bord d'attaque à la structure du fuselage.

e. Mettre la manche en place en posant des vis de fixation dans les trois trous de positionnement existants à l'extrémité avant de la manche et dans les quatre trous à l'extrémité arrière de la manche.

f. Poser le plancher du réservoir carburant avant.

g. Poser le protecteur du réservoir carburant central.

h. Poser les joints de la manche au moyen d'un tournevis coudé fabriqué sur place.

i. Poser le joint de caoutchouc, le collier et le joint à l'extrémité arrière de l'entrée d'air.

j. Contrepercer le bord d'attaque d'entrée d'air en alliage d'aluminium et la pièce de jonction d'entrée d'air arrière avec un foret n° 10 (0.193). Poser les vis de fixation et serrer à 2.8 N•m (25 po•lb).

CAUTION

When screws are torqued to a value between 2.26 and 2.8 N•m (20 and 25 in•lb), a maximum of two full threads shall protrude through nut. (Up to a maximum of three washers per screw shall be installed between nut and duct to give correct thread protrusion.)

k. Seal aft intake casting (see C-12-114-000/MN-000).

l. Install forward and two centre fuel cells (see C-12-114-0D0/MF-001).

m. Install engine (see C-12-114-0D0/MF-001).

n. Install nose air intake fairing (see Figure 2-4).

o. Install aft fuselage (see Paragraph 17).

SEALANT REMOVAL

24. Remove sealant from aft intake junction casting by wiping surfaces requiring cleaning with a clean cloth slightly dampened with thinner (see Figure 1-2, Item 4). Wipe briskly before solvent dries and change cloths often to obtain clean surfaces. Metal surface is considered clean when no stains are visible on a dry cloth after wiping.

SEALING INTAKE DUCT ASSEMBLY

25. To seal the intake duct after assembly, see C-12-114-000/MN-000.

WING ATTACHMENT FITTINGS

26. Wing attachment fittings are secured to the frames at FS 235, FS 258 and FS 285, and provide five attachment points for each wing. The fittings at FS 235 are Y-section aluminum alloy extrusions having steel bushings in the attachment bolt holes. At FS 258, two aluminum upper booms and two steel lower booms are secured to the front and rear of the frame, each boom going all the way across and providing both port and starboard attachment points. The upper booms have single holes at each end and the lower booms have two holes at each end. Single-plate steel fittings are secured to the frame at

ATTENTION

Quand les vis sont serrées entre 2.26 et 2.8 N•m (20 et 25 po•lb), deux filets au maximum doivent dépasser de l'écrou. (Au maximum trois rondelles par vis doivent être posées entre l'écrou et la manche, afin d'assurer le dépassement voulu des filets.)

k. Sceller la pièce de jonction d'entrée d'air arrière (voir C-12-114-000/MN-000).

l. Poser le réservoir carburant avant et les deux réservoirs carburant centraux (voir C-12-114-0D0/MF-001).

m. Poser le réacteur (voir C-12-114-0D0/MF-001).

n. Poser le carénage d'entrée d'air réacteur (voir figure 2-4).

o. Poser le fuselage arrière (voir paragraphe 17).

ENLÈVEMENT DU COMPOSÉ D'ÉTANCHÉITÉ

24. Enlever le composé d'étanchéité de la pièce de jonction de l'entrée d'air arrière en essuyant les surfaces à nettoyer avec un linge propre légèrement humecté de diluant (voir figure 1-2, article 4). Essuyer rapidement avant que le solvant ne sèche et changer de linge souvent pour obtenir des surfaces propres. Une surface métallique est considérée propre quand il n'y a pas de taches visibles sur le linge sec après l'essuyage.

ÉTANCHÉIFICATION DE LA MANCHE D'ENTRÉE D'AIR

25. Pour l'étanchéification de la manche d'entrée d'air après son montage, voir C-12-114-000/MN-000.

FERRURES DE FIXATION D'AILE

26. Les ferrures de fixation d'aile sont fixées aux cadres à FS 235, FS 258 et FS 285 et assurent une fixation en cinq points pour chaque aile. Les ferrures à FS 235 sont des profilés en Y extrudés en alliage d'aluminium, munis de bagues en acier dans les trous de boulonnage. À FS 258, deux perches supérieures en aluminium et deux perches inférieures en acier sont fixées à l'avant et à l'arrière du cadre; chacune traverse complètement le cadre et fournit les points de fixation à gauche et à droite. Les perches supérieures ont des trous uniques à chaque extrémité et les perches inférieures ont deux trous à chaque

FS 285 to provide a single shear attachment point for each wing.

extrémité. Des ferrures constituées d'une plaque d'acier unique sont fixées au cadre à FS 285 pour assurer un point de fixation unique soumis au cisaillement pour chaque aile.

WINDSHIELDS

GENERAL

27. The RH and LH windshield glazing panels are of the same construction but are not interchangeable On aircraft that have not had modification C-12-114-000/CF-449 embodied, the panels have three laminations: a 2.8 to 3.56 mm (0.110 to 0.140-in.) thick outer pane of semi-tempered glass, a centre lamination of vinyl reinforced around the edges by an aluminum insert, and a 5.8 to 6.7 mm (0.230 to 0.265 in.) thick inner pane of fully tempered glass. Aluminum alloy bushings in the bolt holes around the periphery of the vinyl lamination prevent crushing when the windshield-securing bolts are being torqued. On aircraft with modification C-12-114-000/CF-449 embodied, the windshield glazing panels consist of a 12.7 mm (0.5 in.) thick polycarbonate plastic main ply, a 1.27 mm (0.005 in.) thick flexible interlayer and a 3.175 mm (0.125 in.) thick acrylic plastic outer face ply. Bolt holes in the panel and the bonded-on dry seal spacer/gasket are bushed with bonded-in silicone rubber bushes and aluminum alloy inserts. The panel edges are sealed with PR1425 sealing compound. On aircraft with modification C-12-114-000/CF-512 embodied, the windshields consist of three glass plies, respectively designated outer, core and inner ply, and two urethane layers. One of these layers contains a metal insert, which plays a major role in the structural resistance od the windshiels, while the purpose of the second layer is to laminate the inner play to the core ply.

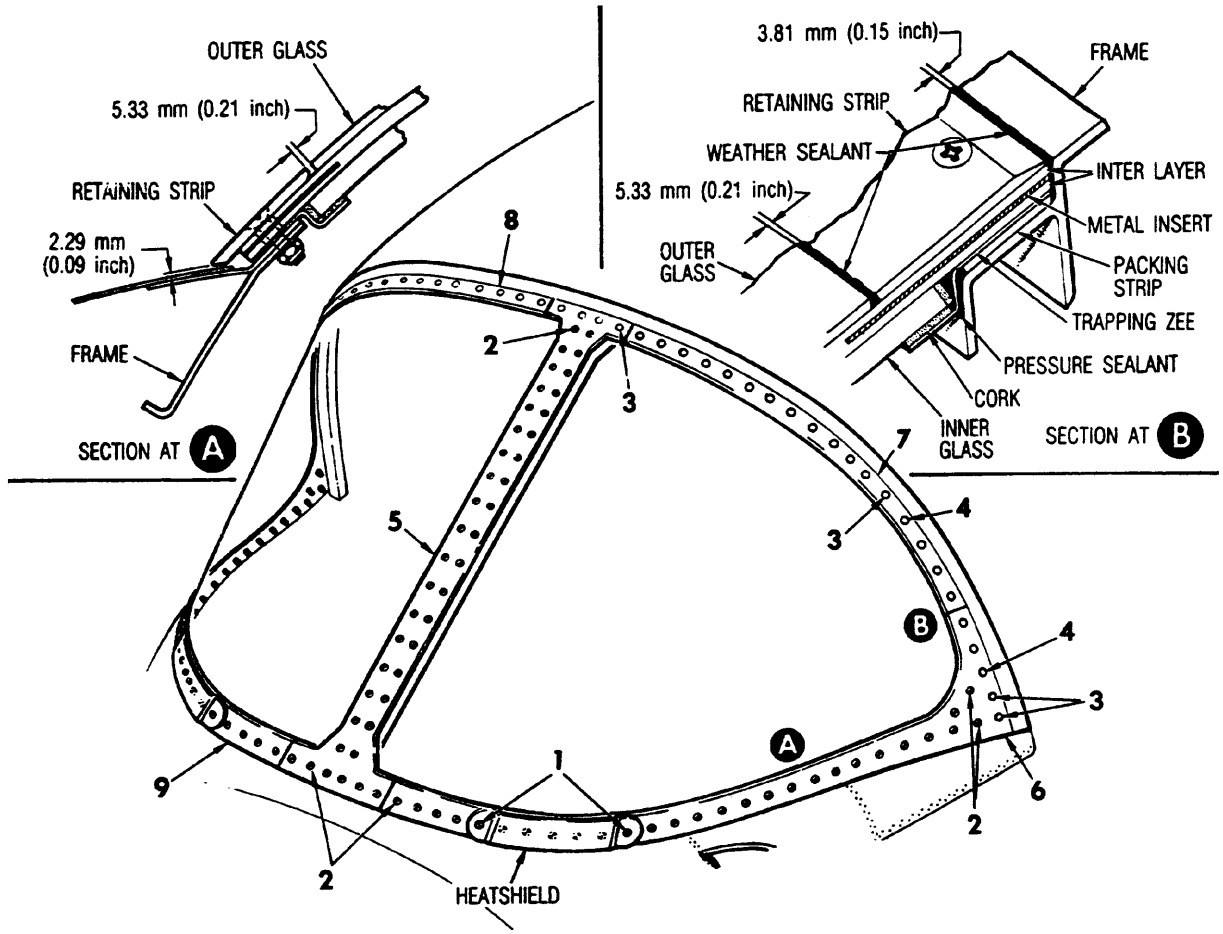
28. On aircraft that have not had modification C-12-114-000/CF-449 embodied, weather sealant (see Figure 1-2, Item 8, Class A-1/2) is used to fill the gaps between the outer glass pane and the panel retainer-strips, and between the panel retainer strips and the windshield frame. On aircraft with modification C-12-114-000/CF-449 embodied, gaps between the retainer strips and the windshield frame or fuselage skin are weather-sealed with silicone sealant (Item 5). Gaps at the retainer strips and the glazing panel rebate are weather-sealed with silicone sealant (Item 6 or Item 7). On aircraft with modification C-12-114-000/CF-512 embodied, weather sealant (see Figure 1-2, item 24, Class A-1/2) is used to fill the gaps between outer glass pane and panel retainer-strips,

PARE-BRISE

GÉNÉRALITÉS

27. Les pare-brise de droite et de gauche sont construits de la même façon mais ne sont pas interchangeables. Sur les avions non modifiés selon C-12-114-000/CF-449, le pare-brise est constitué de trois couches : un panneau extérieur de verre semi-trempé de 2.8 à 3.56 mm (0.110 à 0.140 po) d'épaisseur, une couche médiane de vinyle renforcée autour des bords au moyen d'une pièce rapportée en aluminium, et un panneau intérieur de verre trempé de 5.8 à 6.7 mm (0.230 à 0.265 po) d'épaisseur. Des bagues en alliage d'aluminium dans les trous de boulonnage sur la périphérie des couches de vinyle empêchent l'écrasement du pare-brise quand les boulons de fixation sont serrés. Sur les avions modifiés selon C-12-144-000/CF-449, le pare-brise est constitué d'une couche principale de plastique polycarbonate de 12.7 mm (0.5 po) d'épaisseur, d'une couche intermédiaire souple de 1.27 mm (0.005 po) d'épaisseur, et d'une couche extérieure en plastique acrylique de 3.175 mm (0.125 po) d'épaisseur. Les trous de boulonnage du panneau et le joint rigide collé sur le panneau sont munis de bagues en caoutchouc silicone collées et de pièces rapportées en alliage d'aluminium. Les bords du panneau sont scellés avec du composé d'étanchéité PR1425. Sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-512, le pare-brise est constitué de trois feuilles de verre, appelées respectivement la feuille extérieure, l'â et la feuille intérieure, et de deux couches d'uréthane. Une de ces dernières contient une pièce rapportée métallique, laquelle joue un rô important dans la résistance structurale du pare-brise, alors que la seconde couche sert à stratifier la feuille intérieure â l'âme.

28. Sur les avions non modifiés selon C-12-114-000/CF-449, du composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 8, classe A-1/2) est utilisé pour remplir les jeux entre le panneau de vitre extérieur et les bandes de retenue du panneau, et entre les bandes de retenue du panneau et le cadre du pare-brise. Sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-449, du composé d'étanchéité au silicone (article 5) est utilisé pour remplir les jeux entre les bandes de retenue et le cadre du pare-brise ou le revêtement du fuselage. Le composé d'étanchéité au silicone (article 6 ou article 7) est utilisé pour remplir les jeux aux bandes de retenue et à la rainure du panneau transparent.Sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-512, on utilse do composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article



REMOVAL

STEPS

1 Remove screws (1), nuts and washers, and lift heatshields.

2 Remove screws (2), (3) and (4).

3 Remove retainer strips (5), (6), (7), (8) and (9).

NOTE

If it is necessary to remove weather sealant, use a plastic strip scraper.

4 Lift glazing assembly clear by pushing up from inside the cockpit.

INSTALLATION

STEPS

1 Clean off old sealant using sharp phenolic scraper and wiping with a cloth dampened with cleaner fluid (see Figure 1-2, item 16).

2 Check security of packing strip. If surface coating of packing strip is incomplete, renew by applying primer (item 17).

3 Position windshield assembly and install windshield retainer strip and heatshields with nuts, washers and screws (1), (2), (3) and (4).

NOTE

Ensure nominal weather strip gaps surrounding windshield are 5.33 mm (0.21 inch) (2.29 mm (0.09 inch) minimum) between outer glass panel and retaining strip, and 3.81 mm (0.15 inch) between frame and window assembly on centre and rear sides but only 2.29 mm (0.09 inch) constant along bottom structure joint. Retaining strip may be trimmed, retaining underside chamfer, to obtain these dimensions (see Sections A and B). Torque installation screws carefully in a minimum of three passes to 2.26 to 2.82 N·m (20 to 25 inch-pounds).

CAUTION

Do not overtorque installation screws as this may cause overstress and cracking of the windshield.

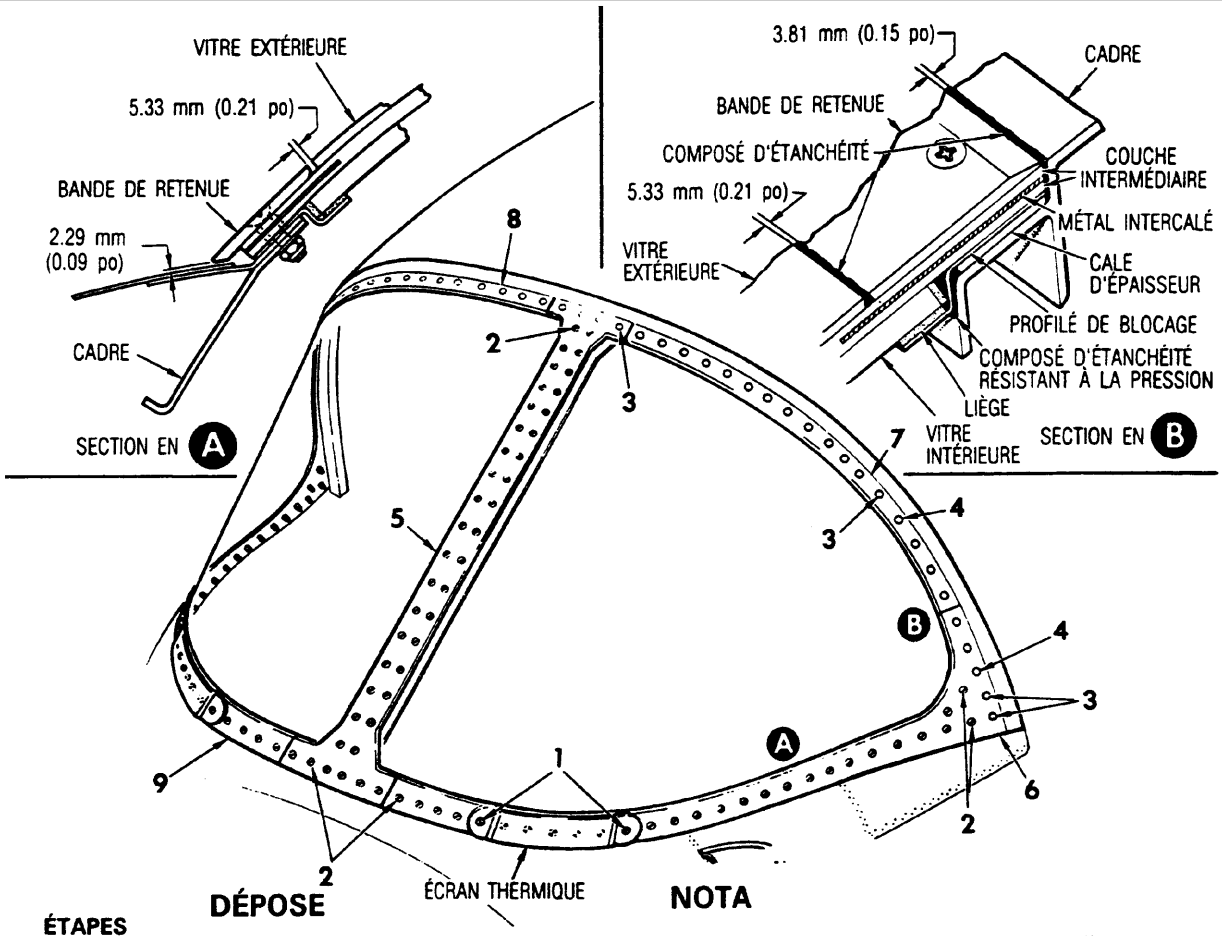
4 Apply sealant (item 8, Class B-2) to gaps between trapping zee and windshield frame.

5 Apply weather sealant (item 8, Class A 1/2) in gaps between outer glass and retainer, and between assembly and windshield frame.

6 Carry out cockpit leakage / pressurization check in accordance with C-12-114-0C0/MF-001.

BOA02010

Figure 2-6 Removal and Installation of Vinyl/Glass Windshield Panels



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Enlever les vis (1), les écrous et les rondelles, et soulever les écrans thermiques.

2 Enlever les vis (2), (3) et (4).

3 Enlever les bandes de retenue (5), (6), (7), (8) et (9).

NOTA

S'il faut enlever le composé d'étanchéité, utiliser un grattoir en plastique.

4 Lever le vitrage pour le dégager en le poussant de l'intérieur du poste de pilotage.

POSE

ÉTAPES

1 Éliminer le vieux composé d'étanchéité au moyen d'un grattoir à arête vive en phénol et essuyer avec un linge imprégné de liquide nettoyant (voir figure 1-2, article 16).

2 Vérifier l'état de la cale d'épaisseur. Si le fini de surface de la cale d'épaisseur est incomplet, le refaire en y appliquant de l'apprêt (article 17).

3 Poser le pare-brise et fixer les bandes de retenue du pare-brise ainsi que les écrans thermiques avec les écrous, les rondelles, et les vis (1), (2), (3), et (4).

NOTA

S'assurer que les jeux nominaux du joint d'étanchéité autour du pare-brise sont de 5.33 mm (0.21 po) (2.29 mm (0.09 po) minimum) entre la vitre extérieure et la bande de retenue, de 3.81 mm (0.15 po) entre le cadre et la vitre au centre et sur les côtés arrière, mais de 2.29 mm (0.09 po) seulement sur toute la longueur du joint inférieur de la structure. La bande de retenue peut être coupée pour retenir le chanfrein inférieur de façon à obtenir ces dimensions (voir sections A et B). Serrer soigneusement les vis, en un minimum de trois étapes, entre 2.26 et 2.82 N•m (20 et 25 lb•po).

ATTENTION

Ne pas trop serrer les vis de fixation car ceci risque de créer des contraintes pouvant provoquer l'apparition de fissures dans le pare-brise.

4 Appliquer du composé d'étanchéité (article 8, classe B-2) dans les jeux entre le profilé de blocage et le cadre du pare-brise.

5 Appliquer du composé d'étanchéité (article 8, class A 1/2) dans les jeux entre la vitre extérieure et la bande de retenue, et entre l'ensemble et le cadre du pare-brise.

6 Effectuer une vérification d'étanchéité et de pressurisation du poste de pilotage, conformément à C-12-114-0C0/MF-001.

BOA02011

Figure 2-6 Dépose et pose des pare-brise en vinyle et vitre

and between panel retainer-strips and winshield frame.

29. On aircraft that have not had modification C-12-114-000/CF-449 embodied, pressure sealant (Item 8, Class B-2) is used to fill the gaps between the inner retainer and the windshield frame. The edges of the inner glass pane are protected by cork packing. On aircraft with modification C-12-114-000/CF-449 embodied, pressure sealing is accomplished by the compression of the silicone rubber dry seal spacer/gasket. On aircraft with modification C-12-114-000/CF-512 embodied, pressure sealant (see Figure 1-2, item 23, Class B-2) is used to fill the gaps between inner retainer and windshield frame. The edges of the inner glass pane are protected by lubricant (see Figure 1-2, item 25).

REMOVAL AND INSTALLATION

30. **General.** For removal and installation of windshield panels, on aircraft that have not had modification C-12-114-000/CF-449 embodied, see Figure 2-6. For removal and installation of windshield panels, on aircraft that have modification C-12-114-000/CF-512 embodied, see Figure 2-8. For replacement of vinyl/glass windshield panels with polycarbonate plastic panels, see modification leaflet C-12-114-000/CF-449. For replacement of vinyl-glass windshield panels with glass windshield panels, see modification leaflet C-12-114-000/CF-512. Where modification C-12-114-000/CF-449 is embodied, remove and install panels as follows:

a. **Removal.** Proceed as follows (see Figure 2-7):

(1) If removed panel is salvageable, protect optical surfaces with suitable protective coverings.

(2) Remove and retain heat shield fairings and windshield de-icing nozzles.

(3) Remove and retain heat shields.

(4) Remove all retaining bolts. Remove and retain retainer strips.

24, classe A-1/2) pour remplir les jeux entre le panneau de vitre extérieur et les bandes de retenue du panneau, et entre les bandes de retenue du panneau et le cadre de pare-brise.

29. Sur les avions non modifiés selon C-12-114-000/CF-449, du composé d'étanchéité à pression (article 8, classe B-2) est utilisé pour remplir les jeux entre la bande de retenue intérieure et le cadre du pare-brise. Les bords du panneau vitré intérieur sont-protégés par une garniture en liège. Sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-449, le pare-brise est rendu étanche à la pression par la compression du point rigide en caoutchouc silicone. Sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-512, on utile du composé d'étanchéite à pression (voir figure 1-2, article 23, classe B-2) pour remplir les jeux entre la bande de retenue intérieure et le cadre du pare-brise. Les bords du panneau vitré intérieure sont protégés par du lubrifiant (voir figure 1-2, article 25).

DÉPOSE ET POSE

30. **Généralités.** Pour la dépose et la pose des panneaux du pare-brise sur les avions non modifiés selon C-12-114-000/CF-449 ou C-12-114-000/CF-512, voir figure 2-6. Pour la dépose et la pose des panneaux de pare-brise sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-512, voir la figure 2-8. Pour le remplacement des panneaux de pare-brise en vinyle et vitre par des panneaux de pare-brise en plastique polycarbonate, voir l'instruction de modification C-12-114-000/CF-449. Pour le remplacement des panneaux de pare-brise en vinyle et vitre ou en plastique polycarbonate par des paneaux en vitre, voir le feuillet de modification C-12-114-00/CF-512. Sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-449, déposer et poser les panneaux comme suit :

a. **Dépose.** Procéder comme suit (voir figure 2-7) :

(1) Si le panneau déposé est récupérable, en couvrir les surfaces optiques avec des protecteurs adéquats.

(2) Déposer et conserver les carénages des écrans thermiques et les buses de dégivrage pare-brise.

(3) Déposer et conserver les écrans thermiques.

(4) Enlever tous les boulons de fixation. Déposer et conserver les bandes de retenue.

NOTE

If necessary, remove weather sealant with a plastic scraper.

(5) Remove panel by pushing up from inside cockpit.

b. **Installation.** Proceed as follows (see Figure 2-7):

CAUTION

Use only Type II aliphatic naphtha, conforming to Specification TT-N-95, to remove adhesive or sealant from transparent panels. Type I aliphatic naphtha or other similar solvents will cause crazing.

(1) Remove old sealant from windshield frame structure, fuselage skin and retained parts with a sharp phenolic scraper. Remove residue using clean cloths moistened with ethyl acetate or methyl ethyl ketone (see Figure 1-2, Item 9 or 10).

(2) Check for condition and replace any damaged rivnuts in the canted bow frame using BN360-1032-2 blind nuts. See C-12-010-040/TR-004 for blind nut installation procedure.

CAUTION

Do not remove protective coverings from optical surfaces of panels during installation.

(3) Check condition of panel to be installed, including dry seal spacer/gasket and bolt hole bushings.

(4) Position panel on windshield frame and temporarily install fairing strips. Check that gap dimensions between retainer strips and frame structure/fuselage skin and at panel rebates approximate nominal values, as shown. Trim retainer strips, as required.

NOTA

Au besoin, enlever le composé d'étanchéité avec un grattoir en plastique.

(5) Enlever le panneau en le poussant vers le haut de l'intérieur du poste de pilotage.

b. **Pose.** Procéder commesuit (voir figure 2-7) :

ATTENTION

Utiliser uniquement du naphte aliphatique de type II, conformément à la spécification TT-N-95, pour enlever la colle ou le composé d'étanchéité des panneaux en acrylique. L'utilisation de naphte aliphatique de type I ou de tout autre solvant similaire peut faire craquer les panneaux.

(1) Enlever le vieux composé d'étanchéité du cadre du pare-brise, du revêtement du fuselage et des pièces de retenue à l'aide d'un grattoir à arête vive en phénol. Enlever les résidus à l'aide de linges propres humectés d'acétate d'éthyle ou de méthyle éthyle cétone (voir figure 1-2, article 9 ou 10).

(2) Vérifier l'état des écrous rivés du cadre à arche inclinée, et remplacer les écrous endommagés par des écrous borgnes BN360-1032-2. Pour la pose des écrous borgnes, voir C-12-010-040/TR-004.

ATTENTION

Pendant la pose, ne pas retirer les protecteurs des surfaces optiques des panneaux.

(3) Vérifier l'état du panneau à poser, y compris des bagues du joint rigide et des trous de boulonnage.

(4) Poser le panneau sur le cadre du pare-brise et installer temporairement les bandes de carénage. Vérifier que les jeux entre les bandes de retenue et la structure du cadre ou le revêtement du fuselage, ainsi que les jeux aux rainures du panneau, correspondent à peu près aux valeurs nominales, tel qu'indiqué. Couper les bandes de retenue si nécessaire.

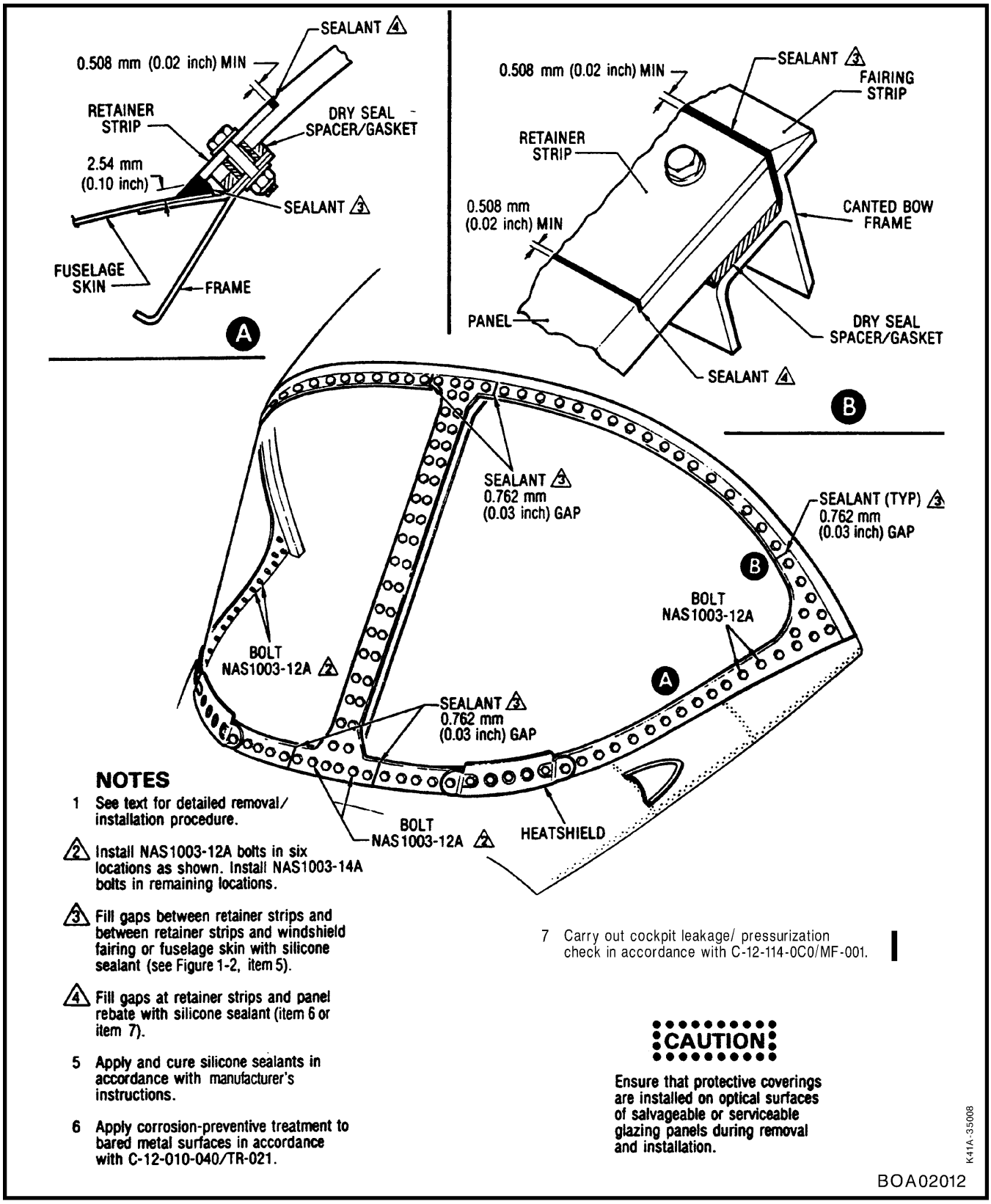


Figure 2-7 Removal and Installation of Polycarbonate Windshield Panels

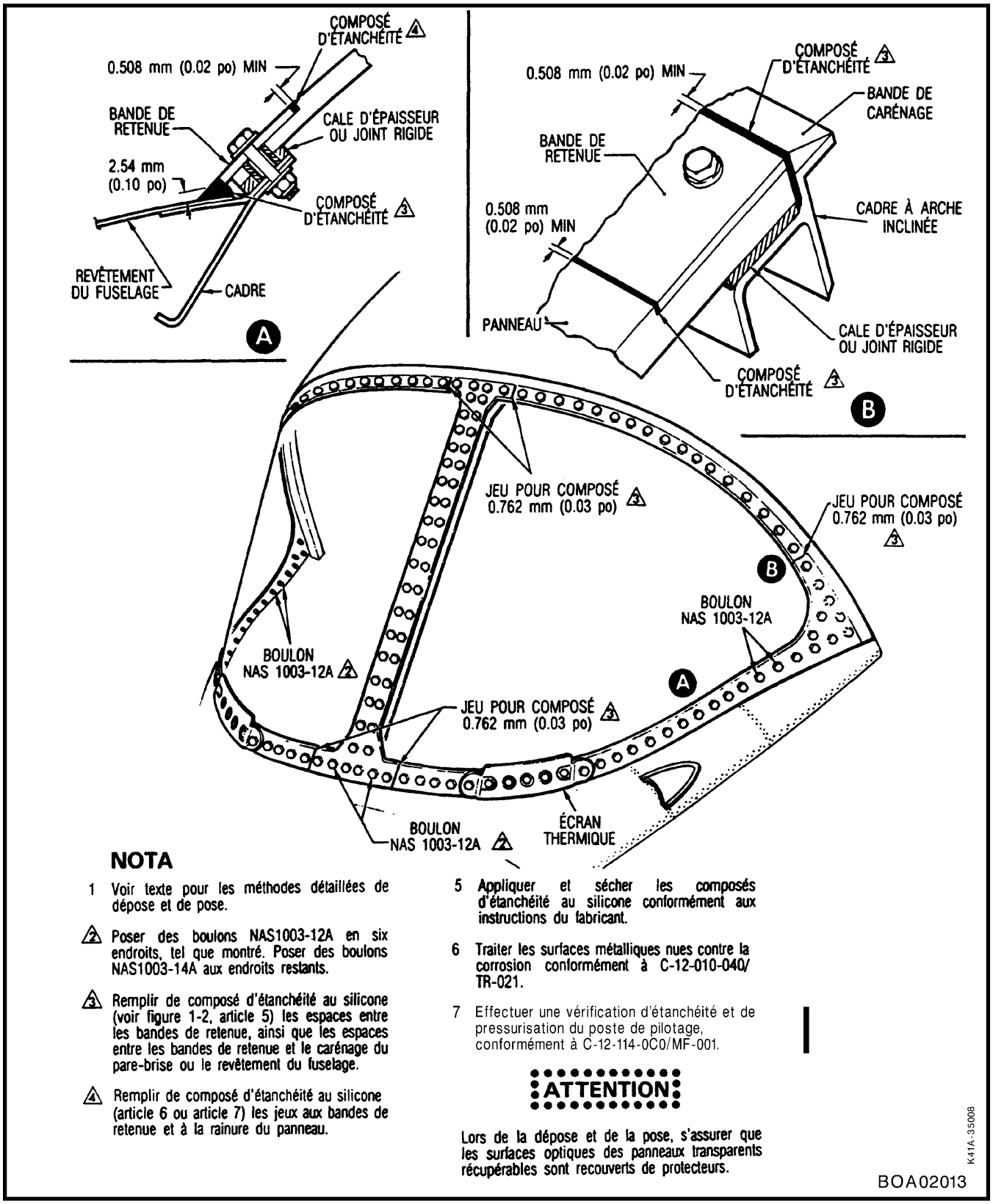
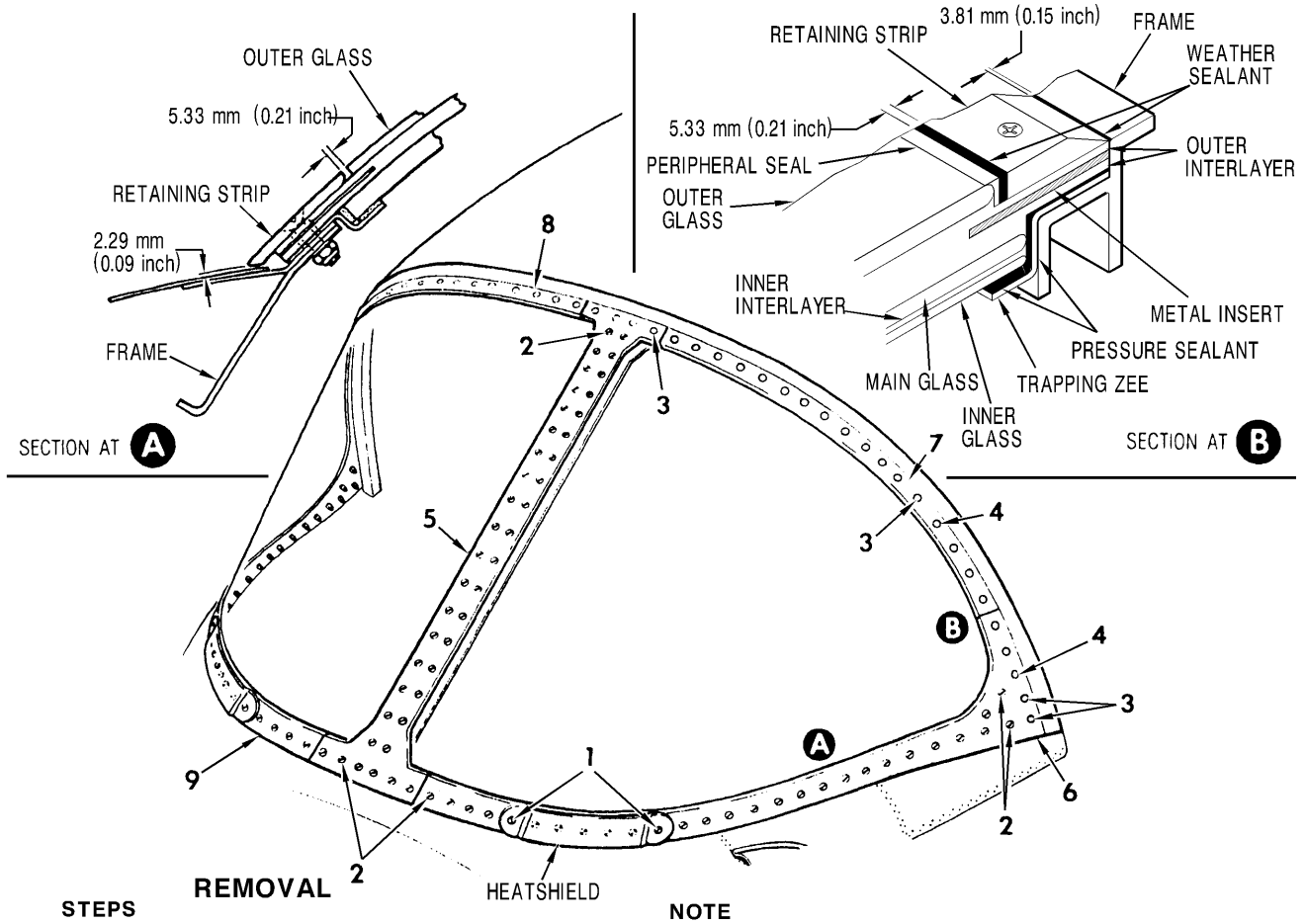


Figure 2-7 Dépose et pose des pare-brise en polycarbonate



REMOVAL

STEPS

1 Remove screws (1), nuts and washers, and lift heatshields.

2 Remove screws (2), (3) and (4).

3 Remove retainer strips (5), (6), (7), (8) and (9).

NOTE

If it is necessary to remove weather sealant, use a plastic strip scraper.

4 Lift glazing assembly clear by pushing up from inside the cockpit.

INSTALLATION

STEPS

1 Clean off old sealant using a sharp phenolic scraper and wipe with a cloth dampened with degreasing solvent (see Figure 1-2, Item 16).

2 Inspect frame assembly and nose skin, refinish as required.

3 Apply sealing compound (see Figure 1-2, Item 23) between trapping zee, windshield and frame. Apply lubricant (Item 25) to windshield surfaces that shall be in contact with sealant.

4 Position windshield assembly, install windshield retaining strip and heatshields using nuts, washers and screws (1), (2), (3) and (4).

NOTE

Ensure nominal weather strip gaps surrounding windshields are 5.33 mm (0.21 inch) (2.29 mm [0.09 inch] minimum) between outer glass panel and retaining strip, and 3.81 mm (0.15 inch) between frame and window assembly on centre and rear sides, but only 2.29 mm (0.09 inch) constant along bottom structure joint. Retaining strip may be trimmed, retaining underside chamfer. (To obtain these dimensions, see above Sections A and B.)

CAUTION

Do not overtorque installation screws as this may cause overstress and cracking of the windshields.

5 Torque installation screws carefully, in three passes minimum, to 2.26 to 2.28 N•m (20 to 25 inch-pounds). Wherever possible, the nut shall be turned during torquing. If in doubt as to whether fastener has been under-torqued, the nut shall be backed off one complete rotation (360 degrees) maximum and retightened to the specified value.

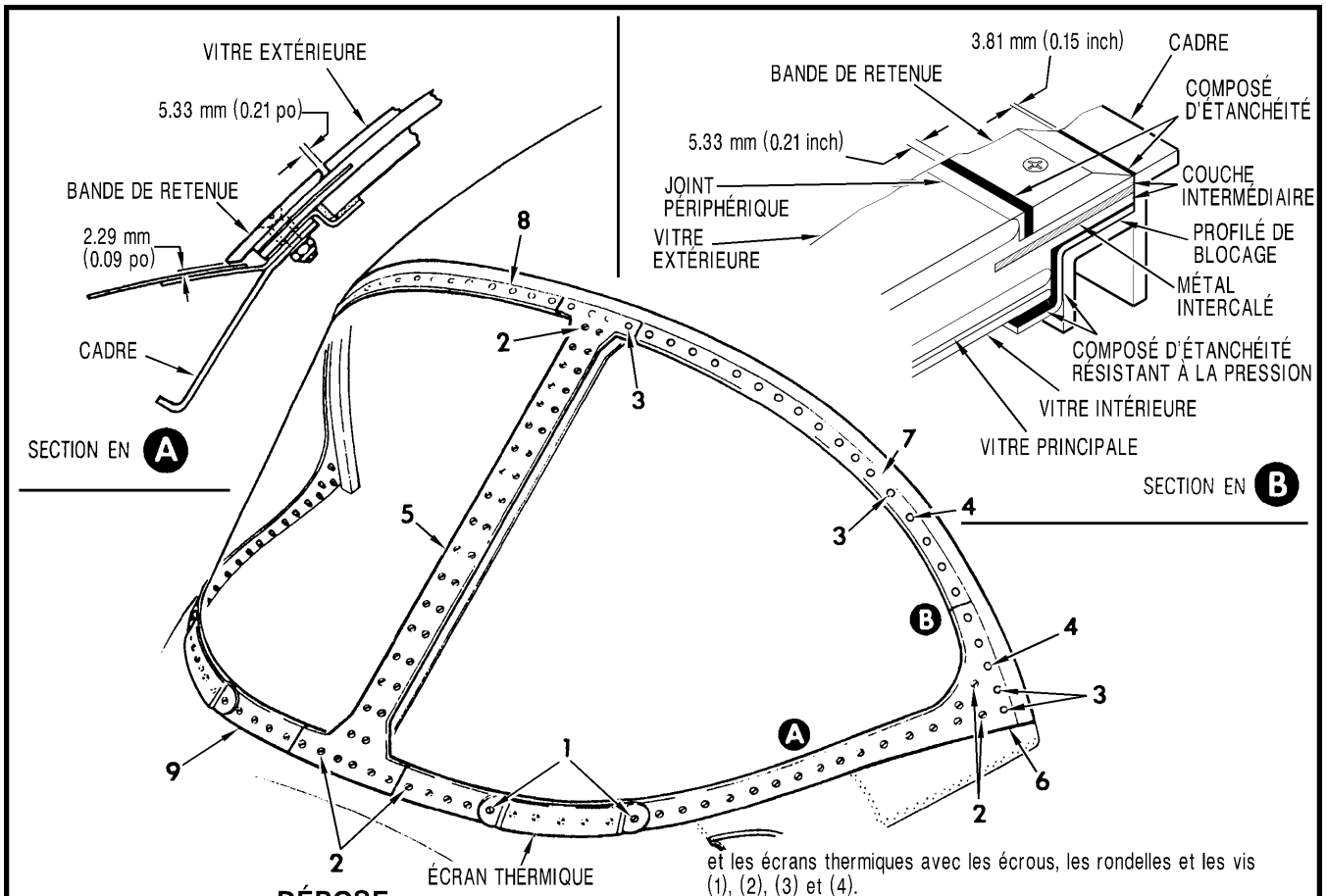
6 Apply sealing compound (see Figure 1-2, Item 24) in gaps between outer glass and retaining strips, and between assembly and windshield frame.

7 Carry out cockpit leakage / pressurization check in accordance with C-12-114-0C0/MF-001.

CF-512

BOA02014

Figure 2-8 Removal and Installation of Glass Windshield Panels



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Enlever les vis (1), les écrous et les rondelles, et soulever les écrans thermiques.

2 Enlever les vis (2), (3) et (4).

3 Enlever les bandes de retenue (5), (6), (7), (8) et (9).

NOTA

S'il faut enlever le composé d'étanchéité, utiliser un grattoir en plastique.

4 Lever le vitrage pour le dégager en le poussant de l'intérieur du poste de pilotage.

POSE

ÉTAPES

1 Éliminer le vieux composé d'étanchéité au moyen d'un grattoir à arête vive en phénol et essuyer avec un linge imprégné de solvant de dégraissage (voir figure 1-2, article 16).

2 Inspecter le cadre et le revêtement de nez, puis refaire la finition au besoin.

3 Appliquer du composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 23) entre le profilé de blocage, le pare-brise et le cadre. Appliquer du lubrifiant (article 25) sur les surfaces du pare-brise qui doivent être en contact avec le composé d'étanchéité.

4 Positionner le pare-brise, puis fixer la bande de retenue du pare-brise et les écrans thermiques avec les écrous, les rondelles et les vis (1), (2), (3) et (4).

NOTA

S'assurer que les jeux nominaux du joint d'étanchéité autour du pare-brise sont de 5.33 mm (0.21 po) (2.29 mm [0.09 po] minimum) entre le panneau de vitre extérieur et la bande de retenue, de 3.81 mm (0.15 po) entre le cadre et la fênetre au centre et sur les côtés arrière, mais de 2.29 mm (0.09 po) seulement sur toute la longueur du joint inférieur de la structure. On peut couper la bande de retenue afin de retenir le chanfrein inférieur. (Pour obtenir les dimensions, voir sections A et B.)

ATTENTION

Ne pas trop serrer les vis de fixation, car ceci pourrait causer des contraintes excessives et la fissuration du pare-brise.

5 Serrer soigneusement les vis de fixation, en un minimum de trois étapes, à un couple compris 2.26 et 2.28 N•m (20 et 25 lb•po). Dans la mesure du possible, tourner l'écrou pendant le serrage. Si on soupçonne que la fixation n'a pas été serrée suffisamment, desserrer l'écrou d'un tour complet (360 degrés) au maximum, puis le serrer de nouveau à la valeur précisée.

6 Appliquer du composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 24) dans les jeux entre la vitre extérieure et les bandes de retenue, et entre l'ensemble et le cadre du pare-brise.

7 Effectuer une vérification d'étanchéité et de pressurisation du poste de pilotage, conformément à C-12-114-0C0/MF-001.

CF-512

BOA02015

Figure 2-8 Dépose et pose des pare-brise en vitre

(5) Install retainer strips using correct grip length bolts, as shown. Use one AN960PD10L washer under the head of the bolt and another under the nut (where applicable).

NOTE

Install all bolts wet with zinc chromate primer.

(6) Tighten bolts in three stages by applying an initial torque of 2.8 N•m (25 in•lb) to all bolts, subsequently increasing torque to 3.4 N•m (30 in•lb) and then applying a final torque of 3.95 N•m (35 in•lb).

(7) Reinstall retained heat shields, using a new insulating gasket.

(8) Weather seal gaps at retainer strips as shown.

(9) Install retained windshield de-icing nozzles with retained hardware. Using AN960PD10L washers as shims, adjust nozzle-to-heat shield clearance to between 0.254 and 1.27 mm (0.01 and 0.05 in.).

(10) Bead-seal the gap between windshield de-icing nozzle and nose fuselage skin with silicone sealant (see Figure 1-2, Item 5).

(11) Install retained de-icing nozzle fairings.

(12) Touch up point finish as required.

(13) Remove protective coverings and clean panel surfaces in accordance with C-12-114-000/MF-001.

SEALANTS

31. Sealant (see Figure 1-2, Item 8, Class A-1/2), after being mixed with its accelerator, has a working life of 3 hours. Without heat, the curing time at 24 degrees C (75 degrees F) is 72 to 96 hours. This can be reduced by the application of heat. The temperature applied shall not exceed 65.5 degrees C (150 degrees F). Sealant (see Figure 1-2, item 24, Class A-1/2), after being mixed with its accelerator, has a working life of 1/2 hour. Without heat, the curring time at 24 degrees C (75 degrees F) is 16

(5) Poser les bandes de retenue au moyen de boulons de longueur utile adéquate, tel qu'indiqué. Mettre une rondelle AN960PD10L sous la tête du boulon et une rondelle AN960PD10L sous l'écrou (au besoin).

NOTA

Poser tous les boulons enduits d'apprêt au chromate de zinc encore humide.

(6) Serrer les boulons en trois étapes, en appliquant d'abord un couple de 2.8 N•m (25 po•lb) à tous les boulons, en serrant ensuite jusqu'à 3.4 N•m (30 po•lb), puis en appliquant un couple final de 3.95 N•m (35 po•lb).

(7) Remettre en place les écrans thermiques qui ont été conservés, en utilisant un nouveau joint rigide.

(8) Appliquer du composé d'étanchéité aux bandes de retenue, tel qu'indiqué.

(9) Poser les buses de dégivrage pare-brise conservées avec la quincaillerie conservée. En utilisant des rondelles AN960PD10L comme cales, obtenir un jeu buse-écran thermique compris entre 0.254 et 1.27 mm (0.01 et 0.05 po).

(10) Poser un cordon de composé d'étanchéité au silicone (voir figure 1-2, article 5) entre la buse de dégivrage pare-brise et le revêtement du fuselage avant.

(11) Poser les carénages de buse de dégivrage conservés.

(12) Faire les retouches de finition nécessaires.

(13) Enlever les protecteurs et nettoyer les surfaces des panneaux conformément à C-12-114-000/MF-001.

COMPOSÉS D'ÉTANCHÉITÉ

31. Le composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 8, classe A-1/2) peut être travaillé pendant environ 3 heures, une fois mélangé avec son accélérateur. Sans chauffage, à une température de 24 degrés C (75 degrés F), son temps de durcissement est de 72 à 96 heures. On peut réduire ce temps en chauffant à une température qui ne doit pas dépasser 65.5 degrés C (150 degrés F). Le composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 24, classe A-1/2) peut être travaillé pendant environ 1/2 heure,

hours. The curing time can be reduced by the application of heat; the temperature applied should not exceed 65.5 degrees C (150 degrees F).

32. Sealant (see Figure 1-2, Item 8, Class B-2), after being mixed with its accelerator, has a working life of 2 hours. Without heat, the curing time at 24 degrees C (75 degrees F) is 72 hours. This can however be reduced by the application of heat. The temperature applied shall not exceed 65.5 degrees C (150 degrees F). Sealant (see Figure 1-2, item 23, Class B-2), after being mixed with its accelerator, has a working life of two hours. Without heat, the curing time at 24 degrees C (75 degrees F) is 40 hours. The curing time can be reduced by the application of heat; the temperature applied should not exceed 65.5 degrees C (150 degrees F).

33. One-component silicone sealants (see Figure 1-2, Items 5, 6 and 7) cure on exposure to room temperature air and moisture (humidity). The curing rate varies relative to air temperature and humidity; ie curing rate is accelerated by increases in air temperature and/or humidity. Curing temperature shall not exceed 70 degrees C (158 degrees F). Curing will not take place at a temperature of less than 15 degrees C (60 degrees F).

DAMAGE TO WINDSHIELDS

34. On aircraft that have not had modification C-12-114-000/CF-449 embodied, permissible damage to the windshield panels is as follows (for negligible damage, see C-12-114-000/MN-000):

a. Scratches which do not impair the vision are permitted.

NOTE

Do not polish out the scratches.

b. Delaminations of the vinyl interlayer are permitted if the following conditions are met:

(1) Vision shall not be impaired.

(2) Delaminations along the metal insert shall not exceed 9.5 mm (3/8 in.) in any direction

une fois mélangé avec son accélérateur. Sans chauffage, à une température de 24 degrés C (75 degrés F), son temps de durcissement est de 16 heures. On peut réduire ce temps en chauffant à une température qui ne doit pas dépasser 65.5 degrés C (150 degrés F).

32. Le composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 8, classe B-2) peut être travaillé pendant environ 2 heures, une fois mélangé avec son accélérateur. Sans chauffage, à une température de 24 degrés C (75 degrés F), son temps de durcissement est de 72 heures. On peut réduire ce temps en chauffant à une température qui ne doit pas dépasser 65.5 degrés C (150 degrés F). Le composé d'étanchéite (voir figure 1-2, article 23, classe B-2) peut être travaillé pendant environ deux heures, une fois mélangé avec son accélérateur. Sans chauffage, à une température de 24 degrés C (75 degrés F), son temps de durcissement est de 40 heures. On peut réduire ce temps en chauffant à une température qui ne doit pas dépasser 65.5 degrés C (150 degrés F).

33. Les composés d'étanchéité au silicone à ingrédient unique (voir figure 1-2, articles 5, 6 et 7) durcissent lorsqu'ils sont exposés à la température et à l'humidité ambiantes. La vitesse de durcissement est fonction de la température et de l'humidité de l'air ambiant; en fait, la vitesse de durcissement augmente avec la température ou l'humidité de l'air. La température de durcissement ne doit pas dépasser 70 degrés C (158 degrés F). Le composé ne durcira pas si la température est inférieure à 15 degrés C (60 degrés F).

DOMMAGES AUX PARE-BRISE

34. Sur les avions non modifiés selon C-12-114-000/CF-449, les dommages permissibles aux panneaux de pare-brise sont les suivants (pour les dommages négligeables, voir C-12-114-000/MN-000) :

a. Les éraflures qui ne gênent pas la vision sont acceptables.

NOTA

Ne pas polir les éraflures.

b. Le décollement de la couche intermédiaire de vinyle est acceptable dans les conditions suivantes :

(1) La vision ne doit pas être gênée.

(2) Le décollement le long des pièces métalliques rapportées ne doit pas

and are more than 89 mm (3-1/2 in.) apart.

NOTE

A parting medium is used between the edges of the outer and inner glass panel joints to the vinyl interlayers to minimize the stresses caused by the different thermal rates of expansion of the glass and the vinyl interlayer. Therefore, parting (apparent delamination) is expected in the area covering the parting medium. The parting medium yellows with age, which can be mistaken for delamination.

c. Chips in the panes are permitted if vision is not impaired.

d. Cracks in the outer pane do not impose any structural or flight limitations if vision is not impaired.

e. Cracks in the inner pane are not permissible.

NOTE

For emergency procedure only, i.e., return to base, cracks in the inner pane are permissible provided the following conditions are met:

(1) Vision is not impaired.

(2) Operational height does not exceed 2438 metres (8000 ft), and speed does not exceed 280 kt EAS.

35. Damage limits are not established for polycarbonate windshield panels fitted to aircraft with modification C-12-114-000/CF-449 incorporated. In general terms, however, the following applies:

a. Acceptability of scratches and crazing shall be at the discretion of the unit test pilot.

b. If scratches are buffed-out in accordance with C-12-010-040/TR-012, the optical qualities of the affected panel after repair shall meet the approval of the unit test pilot.

c. Cracks are not permitted.

dépasser 9.5 mm (3/8 po) dans un sens quelconque, et deux décollements ne doivent pas être séparés par moins de 89 mm (3 1/2 po).

NOTA

Un agent séparateur est utilisé entre les bords des joints des panneaux de verre intérieur et extérieur avec la couche intermédiaire en vinyle, pour réduire les contraintes causées par les taux de dilatation thermique différents du verre et de la couche intermédiaire en vinyle. Par conséquent, la séparation (décollement apparent) est à prévoir dans les zones qui couvrent l'agent de séparation. L'agent séparateur jaunit avec le temps, ce qui peut être confondu avec un décollement.

c. Des éclats dans les panneaux sont acceptables si la vision n'est pas gênée.

d. Les fissures dans le panneau extérieur n'entraînent aucune limitation structurale ou de vol si la vision n'est pas gênée.

e. Les fissures dans le panneau intérieur ne sont pas acceptables.

NOTA

En cas d'urgence seulement, par exemple cas de nécessité de retour à la base, les fissures dans le panneau intérieur sont acceptables dans les conditions suivantes :

(1) La vision n'est pas gênée.

(2) La hauteur d'exploitation ne dépasse pas 2438 mètres (8000 pi) et la vitesse ne dépasse pas 280 kt EAS.

35. Aucune limitation de dommages n'a été établie pour les panneaux de pare-brise en polycarbonate équipant les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-449. Toutefois, les limitations suivantes s'appliquent de façon générale :

a. Il incombe au pilote d'essai de l'appareil de déterminer si les éraflures ou les craquelures sont acceptables.

b. Si les éraflures ont été effacées conformément à C-12-010-040/TR-012, les qualités optiques du panneau réparé doivent être approuvées par le pilote d'essai de l'appareil.

c. Les fissures sont inacceptables.

d. Other damage, including delamination, nicks, dents and chips, shall be referred to engineering authority, even where the optical qualities of the affected panel are not compromised.

36. On aircraft with modification C-12-114-000/CF-512 embodied, permissible damage to the windshield panels is as follws (for negligible damage, see C-12-114-000/MN-000):

a. Scratches on the inner and outer glass plies which do not impair the pilot's vision are permitted.

NOTE

Do not polish out scratches.

b. Delaminations of the urethane layer are permitted if the pilot's vision is not impaired.

c. Chips in the inner and outer glass plies are permitted if pilot's vision is not impaired.

NOTE

It is very likely that any chip will generate a crack in a very short period of time. To avoid such an untimely event, it is recommended to replace the windshield as soon as possible.

d. Cracks in the outer glas ply do not impose any structural or flight limitations if the pilot's vision is not impaired.

e. Cracks in the central and inner glass plies are not permisible.

NOTE

An emergency flight is permissble with no differential pressure and at a reduced speed.

CANOPY

37. Information on the canopy is contained in Part 7. For treatment of damage to canopy, see C-12-010-040/TR-012.

d. Tout autre dommage, y compris les décollements, entailles, bosselures et éclats, doit être rapporté à l'Ingénierie, même si les qualités optiques du panneau ne sont pas compromises.

36. Sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-512, les dommages permissibles aux panneaux de pare-brise sont suivants (pour les dommages négligeables, voir C-12-114-000/MN-000):

a. Sur les feuilles de verre intérieure et extérieure, les éraflures qui ne gênent pas la vision du pilote sont permises.

NOTA

Ne pas polir les éraflures.

b. Les décollements de la couche d'uréthane sont permis si la vision du pilote n'est pas gênée.

c. Les éclats dans les feuilles de verre intérieure et extérieure sont permis sila vision du pilote n'est pas gênée.

NOTA

Il est très probable que tout éclat se transforme très rapidement en fissure. Afin d'éviter un tel accident, on recommande de remplacer le pare-brise dès que possible.

d. Les fissures dans la feuille de verre extérieure n'entraînent aucune limitation structurale ou de vol si la vision du pilote n'st pas gêe.

e. Les fissures dans les feuilles de verre centrale et intérieure ne sont pas permises.

NOTA

Il est permis d'effecteur un vol d'urgence sans pression différentielle et à vitesse réduite.

VERRIÈRE

37. On trouvera les renseignements sur la verrière à la Partie 7. Pour le traitement des dommages à la verrière, voir C-12-010-040/TR-012.

PART 3

WING

GENERAL DESCRIPTION

GENERAL

1. The box-section wing consists of three spars (front auxiliary, main and rear auxiliary), ribs, top and bottom skins, removable leading edge, wingtip, aileron, flap and landing gear covers (see Figure 3-1). Front and rear auxiliary spars extend from wing root to WS 211.5 and the main spar extends from the wing root to WS 132.5. A canted diaphragm is located between WS 62.5 and WS 88.5. Bearings in this diaphragm and in the main spar support the main landing gear shock strut. The main landing gear shock strut, side stay and actuator are housed within the wing. The port wing houses the flux gate compass. The starboard wing houses the IFF antenna. Antenna and flux gate cables are routed between the front and main spars. Wire bundles for navigation lights, landing lights, and stall warning device, and pitot static tubing are secured to the front of the front auxiliary spar web.

SPARS

2. The built-up main spar has a double web of clad aluminum alloy sheet from the wing root to WS 88.5 and a single web, also of clad aluminum alloy sheet, extends to WS 132.5. Built-up T-sections, made from two L-sections secured back to back, form the top and bottom spar caps. These caps are riveted to the webs and to the web strengthening aluminum alloy stiffener angles. At WS 72.5, where the web has been opened up to provide an access hole, a packing piece has been riveted in position between the two sheets forming the web. Holes in the top and bottom spar caps are attachment points for the wing.

3. To form the front auxiliary spar, a sheet aluminum alloy web is riveted to extruded angle top and bottom spar caps. Inboard of WS 62.5, an additional formed angle is riveted to the top and bottom of the web on its forward face to carry the nuts for the attachment of the droop snoot. Outboard of WS 62.5, a half hinge secured between the spar caps and the wing skins provides attachment points for the removable leading edge. The web is in two

PARTIE 3

VOILURE

DESCRIPTION GÉNÉRALE

GÉNÉRALITÉS

1. L'aile de structure caisson comprend trois longerons (auxiliaire avant, principal et auxiliaire arrière), des nervures, des revêtements d'extrados et d'intrados, de même qu'un bord d'attaque, un saumon d'aile, un aileron, un volet et des panneaux de recouvrement de train amovibles (voir figure 3-1). Les longerons auxiliaires avant et arrière s'étendent de l'emplanture de l'aile jusqu'à WS 211.5, et le longeron principal s'étend de l'emplanture de l'aile jusqu'à WS 132.5. Une cloison inclinée est située entre WS 62.5 et WS 88.5. Des paliers dans cette cloison et dans le longeron principal supportent la jambe d'amortisseur du train principal. La jambe d'amortisseur, la contrefiche latérale et le vérin du train principal sont logés dans l'aile. L'aile gauche abrite le compas à sonde magnétométrique. L'aile droite abrite l'antenne IFF. Les câbles de l'antenne et de la sonde magnétométrique passent entre le longeron avant et le longeron principal. Les faisceaux de fils des feux de position, des phares d'atterrissage et de l'avertisseur de décrochage ainsi que les conduites du système Pitot-statique sont fixés à l'avant de l'âme du longeron auxiliaire avant.

LONGERONS

2. Le longeron principal lamellé a une âme double en tôle en alliage d'aluminium qui va de l'emplanture de l'aile jusqu'à WS 88.5, ainsi qu'une âme unique également en tôle en alliage d'aluminium qui s'étend jusqu'à WS 132.5. Des profilés en T lamellés, constitués de deux profilés en L fixés dos à dos, forment les semelles inférieure et supérieure du longeron. Ces semelles sont rivetées aux âmes et aux cornières de raidissement d'âme en alliage d'aluminium. À WS 72.5, un trou d'accès a été ménagé dans l'âme, et une pièce d'obturation a été rivetée entre les deux tôles formant l'âme. Les trous dans les semelles supérieure et inférieure du longeron sont des points de fixation d'aile.

3. Le longeron auxiliaire avant est formé d'une âme en alliage d'aluminium rivetée à des semelles supérieure et inférieure constituées de cornières extrudées. À l'intérieur de WS 62.5, une cornière formée supplémentaire est rivetée au haut et au bas de l'âme sur la face avant pour recevoir les écrous de fixation du bord d'attaque intérieur tombant. À l'extérieur de WS 62.5, une demi-charnière, fixée entre les semelles du longeron et les revêtements

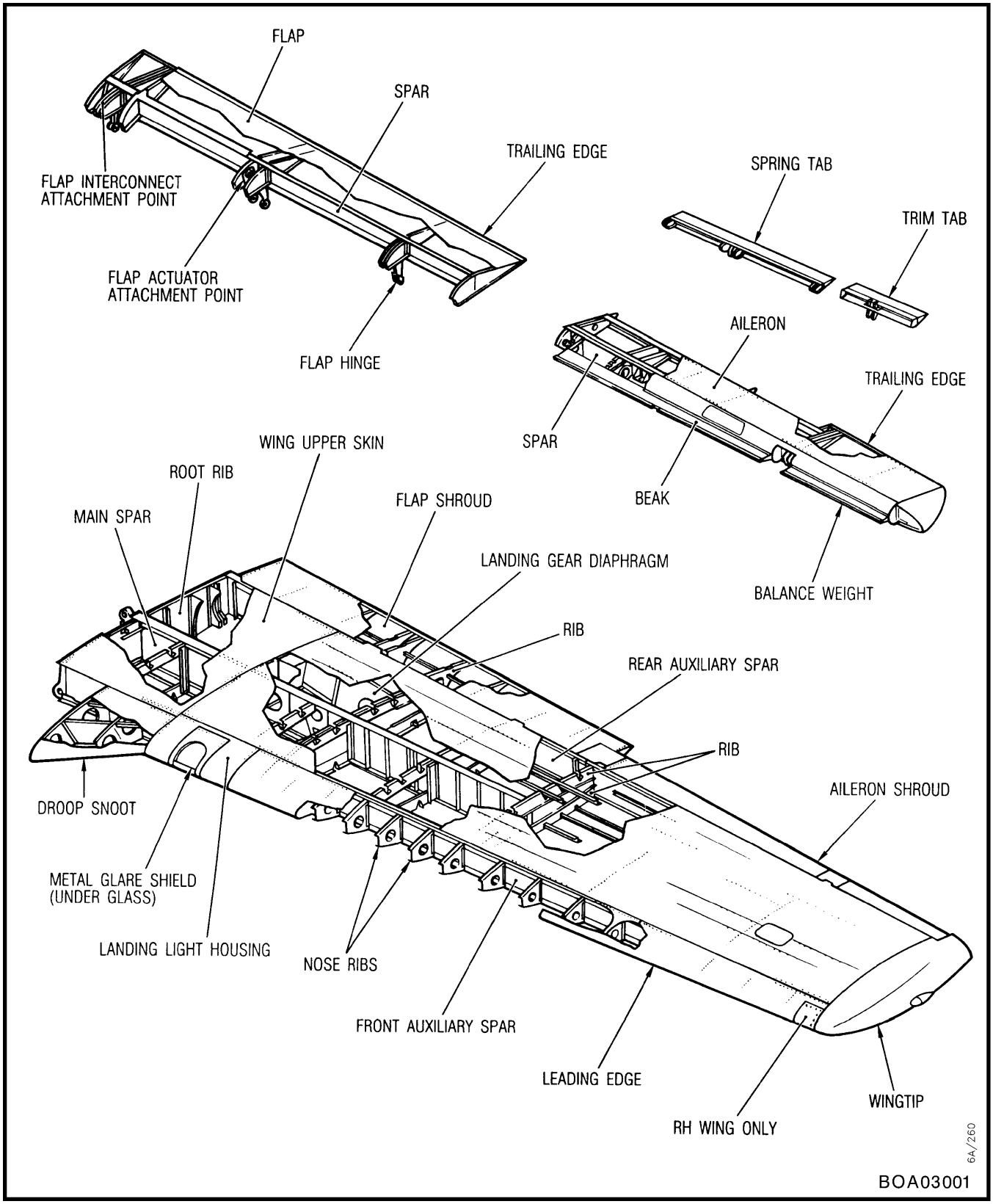


Figure 3-1 Wing

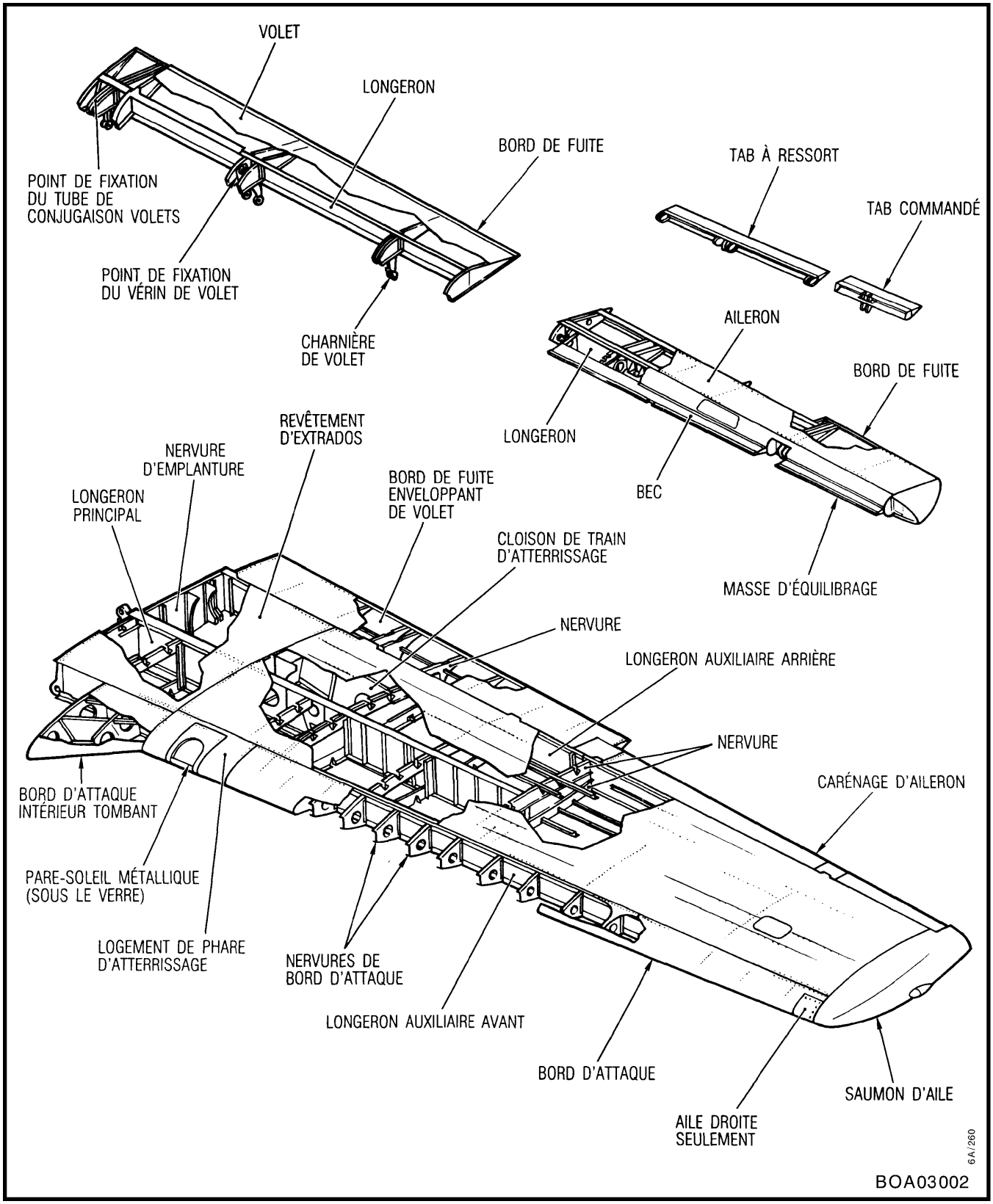


Figure 3-1 Aile

parts, joggle-lapped at WS 88.5. At the wing root, a fitting for the attachment of the wing is riveted to the spar caps and to the spar web.

4. As in the front auxiliary spar, the two-portion single-sheet web of the rear auxiliary spar is joggle-lap-joined at WS 88.5. The web is riveted to top and bottom spar caps and is strengthened by vertical extruded angle stiffeners. Outboard of WS 132.5, a gang nut channel has been riveted to the forward face of the spar web to provide attachment points for the aileron aerodynamic seal. A half hinge riveted to the bottom skin and to the bottom spar cap is used for the attachment of the aileron hinged lower shroud and for the hinged closing strip of the flap shroud.

DIAPHRAGM

5. The canted diaphragm secured to the ribs at WS 62.5, WS 72.5 and WS 88.5, and to the short rib at WS 72.5, consists of a sheet aluminum alloy web riveted to top and bottom spar caps and to extruded angle stiffeners. A bearing and its housing located in this diaphragm form one part of the main landing gear support.

RIBS

6. The wing ribs vary in construction, depending upon their location. At the wing root and at WS 62.5, the aluminum alloy sheet webs are riveted to angle top and bottom caps and to vertical angle stiffeners, and secured to the three spars. The rib at WS 211.5 consists of an aluminum alloy sheet web riveted to top and bottom formed angle caps and has three flanged lightening holes. The other ribs are two wide-formed channels, each channel being riveted to the top or bottom skin and to gussets which attach the channel to the seven spanwise stringers. These channels are riveted to the skins before the skins are secured to the spars. At WS 46.8 and WS 80.5, the ribs do not extend aft of the main spar.

WING SKIN

7. Clad aluminum alloy sheet is used for the top and bottom wing skin, 75S on the top skin and 24S on the bottom skin. The outboard portions of the skins are machined and the inboard portions are chem-milled. The top skin is in two parts which are

de l'aile, fournit des points de fixation pour le bord d'attaque amovible. L'âme est constituée de deux parties jointes par chevauchement et embrèvement à WS 88.5. À l'emplanture, une ferrure de fixation d'aile est rivetée aux semelles et à l'âme du longeron.

4. Comme pour le longeron auxiliaire avant, les deux parties de l'âme en tôle unique du longeron auxiliaire arrière sont jointes par chevauchement et embrèvement à WS 88.5. L'âme est rivetée aux semelles supérieure et inférieure du longeron et renforcée par des cornières de raidissement extrudées verticales. À l'extérieur de WS 132.5, un profilé de boulonnage multiple a été riveté sur la face avant de l'âme du longeron pour fournir des points de fixation au joint aérodynamique de l'aileron. Une demi-charnière, rivetée au revêtement d'intrados et à la semelle inférieure du longeron, sert à la fixation du carénage inférieur articulé d'aileron et de la bande d'obturation articulée du carénage de volet.

CLOISON

5. Une cloison inclinée, fixée aux nervures à WS 62.5, WS 72.5 et WS 88.5 et à la nervure courte à WS 72.5, comprend une âme en tôle en alliage d'aluminium rivetée aux semelles supérieure et inférieure du longeron et aux raidisseurs de cornière extrudés. Un palier et son logement sont situés dans cette cloison et forment une partie du support du train d'atterrissage principal.

NERVURES

6. La construction des nervures d'aile est fonction de leur emplacement. À l'emplanture de l'aile et à WS 62.5, les âmes de tôle en alliage d'aluminium sont rivetées aux semelles en cornière supérieure et inférieure et aux cornières de raidissement verticales, et elles sont fixées aux trois longerons. La nervure à WS 211.5 comprend une âme de tôle en aluminium rivetée à des semelles en cornière formées supérieure et inférieure, dans laquelle sont percés trois trous d'allégement à rebord. Les autres nervures sont deux larges profilés dont chacun est riveté aux revêtements d'extrados et d'intrados et aux goussets qui fixent le profilé aux sept lisses longitudinales. Ces profilés sont rivetés aux revêtements avant que ces derniers soient fixés au longeron. À WS 46.8 et WS 80.5, les nervures ne dépassent pas à l'arrière du longeron principal.

REVÊTEMENT DE L'AILE

7. Une tôle en alliage d'aluminium est utilisée pour le revêtement d'extrados et d'intrados de l'aile; il s'agit d'un alliage 75S pour l'extrados et 24S pour l'intrados. L'extérieur du revêtement est usiné alors que l'intérieur est usiné chimiquement. Le

joined at WS 62.5, and the bottom skin is in three parts. Rivets are used to secure the skins to the rib caps and huckbolts are used at the doubling plates. Most of the chem-milling (used to reduce the sheet thickness in areas where extra strength is not required) is on the undersurface of the top skin and on the upper surface of the bottom skin, but in the areas aft of the rear auxiliary spar, the opposite face has been chem-milled to provide a joggle to ensure that the shrouds and skin form a continuous surface.

revêtement d'extrados est constitué de deux parties jointes à WS 62.5, et le revêtement d'intrados est en trois parties. Des rivets sont utilisés pour fixer les revêtements aux semelles des nervures, et des boulons aveugles sont utilisés aux plaques de renfort. L'usinage chimique (qui permet de réduire l'épaisseur de la tôle aux endroits où une résistance moindre est suffisante) est surtout utilisé sur la surface inférieure du revêtement d'extrados et sur la surface supérieure du revêtement d'extrados. Toutefois, dans les zones situées derrière le longeron auxiliaire arrière, la face opposée a été usinée chimiquement pour former un embrèvement de façon que les carénages et le revêtement forment une surface continue.

WING LEADING EDGE

8. The wing leading edge consists of nose ribs, two formed angles, two piano-type half hinges and two chem-milled aluminum alloy skins. The smaller inboard section, called the droop snoot, is at an angle to the main portion of the leading edge, and is secured to nose ribs attached to the front auxiliary spar and to the wing skin. The snoot is secured by screws to the ribs and the skin. A landing light housing is located between the snoot and the wing leading edge. This housing is riveted to two nose ribs and secured to the front spar by hinge pins. A landing light attached to a diaphragm and a fibreglass panel with a glare shield underneath, giving access to the light, are located in this section.

BORD D'ATTAQUE DE L'AILE

8. Le bord d'attaque de l'aile comprend les nervures de bord d'attaque, deux cornières formées, deux demi-charnières (de type piano) et deux revêtements en alliage d'aluminium usinés chimiquement. La petite partie intérieure du bord d'attaque, appelée bord d'attaque intérieur tombant, forme un angle par rapport à la partie principale du bord d'attaque et est fixée aux nervures de bord d'attaque, elles-mêmes fixées au longeron auxiliaire avant et au revêtement de l'aile. Le bord d'attaque intérieur tombant est fixé aux nervures et au revêtement par des vis. Un logement de phare d'atterrissage est situé entre le bord d'attaque intérieur tombant et le bord d'attaque principal de l'aile. Ce logement est riveté à deux nervures de bord d'attaque et fixé au longeron avant par des axes d'articulation. Dans cette zone, on retrouve un phare d'atterrissage, fixé à une cloison, et un panneau en fibre de verre, avec écran anti-éblouissant en-dessous, donnant accès au phare.

9. The main portion of the leading edge is riveted to the nose rib caps, and to top and bottom spanwise angles with the half hinges riveted in place between the angles and the skin. These half hinges, together with the half hinges secured to the front auxiliary spar, form the housing for the hinge pins which attach the leading edge to the front spar. The droop snoot extends from WS 46.8 to WS 62.5, the light housing from WS 62.5 to WS 82.5 and the main portion of the leading edge from WS 82.5 to WS 211.5.

9. La partie principale du bord d'attaque est rivetée aux semelles des nervures de bord d'attaque et aux cornières transversales supérieure et inférieure par des demi-charnières fixées par des rivets entre les cornières et le revêtement. Ces demi-charnières, avec les demi-charnières fixées au longeron auxiliaire avant, forment le logement des axes d'articulation qui relient le bord d'attaque au longeron avant. Le bord d'attaque intérieur tombant s'étend de WS 46.8 à WS 62.5, le logement du phare de WS 62.5 à WS 82.5, et la partie principale du bord d'attaque de WS 82.5 à WS 211.5.

10. Owing to design tolerance, slight differences in configuration exist between leading edges on the RH and LH sides. Normally, these differences will not have any significant effect on flight characteristics. If, however, differences in configuration between RH and LH leading edges are increased by deformation due to improper installation, severe roll

10. À cause des tolérances de conception, de légères différences de configuration existent entre les bords d'attaque du côté gauche et du côté droit. Normalement, ces différences n'ont pas d'effet important sur les caractéristiques de vol. Toutefois, si les différences de configuration entre les bords d'attaque gauche et droit augmentent en raison d'une

characteristics of accelerated stalls may result. When severe characteristics of this nature are reported, the following procedure for rectification is recommended:

a. Induced deformation may be rectified by removing the leading edge (see Paragraph 29) on the side to which the severe roll occurs, and then carefully hand fitting and reinstalling the same leading edge.

b. If unsatisfactory flying characteristics persist, install a leading edge previously rejected from another ''rogue'' aircraft, if available, or alternately a serviceable leading edge.

c. If the severe roll tendency should revert to the opposite side, repeat Steps a and b for the opposite leading edge.

NOTE

A leading edge should be returned for overhaul only after it has been confirmed as defective by trial installation on a subsequent aircraft. Leading edges having buckled riblets need not be renewed if the aircraft has acceptable flight characteristics and the opposite leading edge configuration is to remain unchanged. Riblets are classed as secondary structure and do not affect flight safety from a structural point of view.

WING TRAILING EDGE

11. The wing trailing edge is in two parts, the aileron shroud and the flap shroud. The single upper skin of the flap shroud is riveted to the rear spar and to the trailing edge ribs. The lower skin is in two parts, the top portion being riveted to the upper skin and to the trailing edge ribs, and the bottom portion being hinged to the rear auxiliary spar caps and secured to the top portion by quick-release screws.

12. The aileron shroud is a fixed upper skin riveted to the rear auxiliary spar and a hinged lower skin secured to piano-type hinges on the rear spar. Clad aluminum alloy sheet is used as the skin for both

déformation causée par une mauvaise installation, un décrochage rapide peut résulter en un roulis prononcé. Lorsqu'un tel phénomène est signalé, suivre la méthode de rectification recommandée ci-dessous :

a. La déformation induite peut être rectifiée par la dépose du bord d'attaque (voir paragraphe 29) sur le côté où le roulis se produit, suivi d'un ajustage manuel soigneux et de la repose du même bord d'attaque.

b. Si les caractéristiques de vol non satisfaisantes persistent, poser un bord d'attaque enlevé précédemment d'un autre avion, si possible, ou autrement, un bord d'attaque en état de service.

c. Si un roulis prononcé se produit dans l'autre sens, remplacer le bord d'attaque du côté opposé.

NOTA

Un bord d'attaque ne doit pas être retourné pour révision s'il n'a pas été déclaré défectueux après un essai de pose sur un autre avion. Les bords d'attaque ayant des nervures gondolées ne doivent pas être renouvelés si l'avion présente des caractéristiques de vol acceptables et que la configuration de l'autre bord d'attaque reste inchangée. Les nervures sont classées comme structure secondaire et n'altèrent pas la sécurité du vol du point de vue structural.

BORD DE FUITE DE L'AILE

11. Le bord de fuite de l'aile est constitué de deux parties : le carénage d'aileron et le carénage de volet. Le revêtement supérieur unique du carénage de volet est riveté au longeron arrière et aux nervures du bord de fuite. Le revêtement d'intrados est constitué de deux parties, la partie supérieure étant rivetée au revêtement d'extrados et aux nervures de bord de fuite et la partie inférieure étant articulée sur les semelles du longeron auxiliaire arrière et fixée à la partie supérieure au moyen de vis rapides.

12. Le carénage d'aileron est constitué d'un revêtement supérieur fixe, riveté au longeron auxiliaire arrière, et d'un revêtement inférieur articulé, fixé à des charnières piano sur le longeron

shrouds, but the aileron shrouds have balsa wood bonded between aluminum alloy sheets to form a sandwich structure.

arrière. Les revêtements des carénages d'aileron et de volet sont tous deux constitués de tôle en alliage d'aluminium, mais le carénage d'aileron contient également du balsa collé entre les feuilles d'aluminium pour former une structure en sandwich.

WINGTIP

13. The formed fibreglass wingtip is completed by a closing web and closing rib of clad aluminum alloy sheet. A navigation light is housed in each wingtip. A fitting is installed for the attachment of the pitot tube on the starboard wingtip only. For quick removal, the wingtip is secured to the wing by screws to the cap of the wing rib at WS 211.5.

SAUMON D'AILE

13. Le saumon d'aile, constitué de fibres de verre mises en forme, est fermé par une âme et une nervure de fixation en tôle en alliage d'aluminium. Un feu de position est logé dans chaque saumon d'aile. Une ferrure est prévue pour la fixation du tube Pitot sur le saumon droit seulement. Le saumon est fixé à l'aile au moyen de vis, sur la semelle de la nervure d'aile à WS 211.5, ce qui permet de le déposer rapidement.

STRINGERS

14. Seven extruded Z-section aluminum alloy stringers are riveted to the top and bottom skins of the wing to take the tension and compression loads.

LISSES

14. Sept lisses constituées de profilés en Z extrudés en alliage d'aluminium sont rivetés au revêtement d'intrados et d'extrados et subissent les contraintes en tension et en compression.

REMOVAL OF WING

15. To remove a wing, proceed as follows (see Figure 3-2):

a. Jack the aircraft using the fuselage jacks as detailed in C-12-114-000/MF-001.

b. Place trestles under the wings.

c. Open all access panels (top and bottom) at the wing fairing, and remove screws (1) securing the droop snoot fairing.

d. Clamp control surface and insert rig pin at FS 289 (see Detail B). Remove bolts (4) and (5).

CAUTION

Failure to prevent movement of the control rods is liable to result in damage to the adjacent structure.

e. Disconnect flap interconnect and lift clear of flap. On port wing only, disconnect flap follow-up rod (see Figure 3-3).

DÉPOSE DE L'AILE

15. Pour déposer l'aile, procéder comme suit (voir figure 3-2) :

a. Lever l'avion sur des vérins de fuselage, tel qu'indiqué en C-12-114-000/MF-001.

b. Placer des trépieds sous les ailes.

c. Ouvrir tous les panneaux d'accès (supérieurs et inférieurs) au carénage d'aile, et enlever les vis (1) retenant le carénage du bord d'attaque intérieur tombant.

d. Caler les gouvernes et introduire une broche de réglage à FS 289 (voir détail B). Enlever les boulons (4) et (5).

ATTENTION

Éviter tout mouvement des tringles de commande, sous peine d'endommager la structure voisine.

e. Débrancher l'arbre de conjugaison des volets et le lever pour le dégager du volet. Sur l'aile gauche seulement, débrancher la tringle d'asservissement de volet (voir figure 3-3).

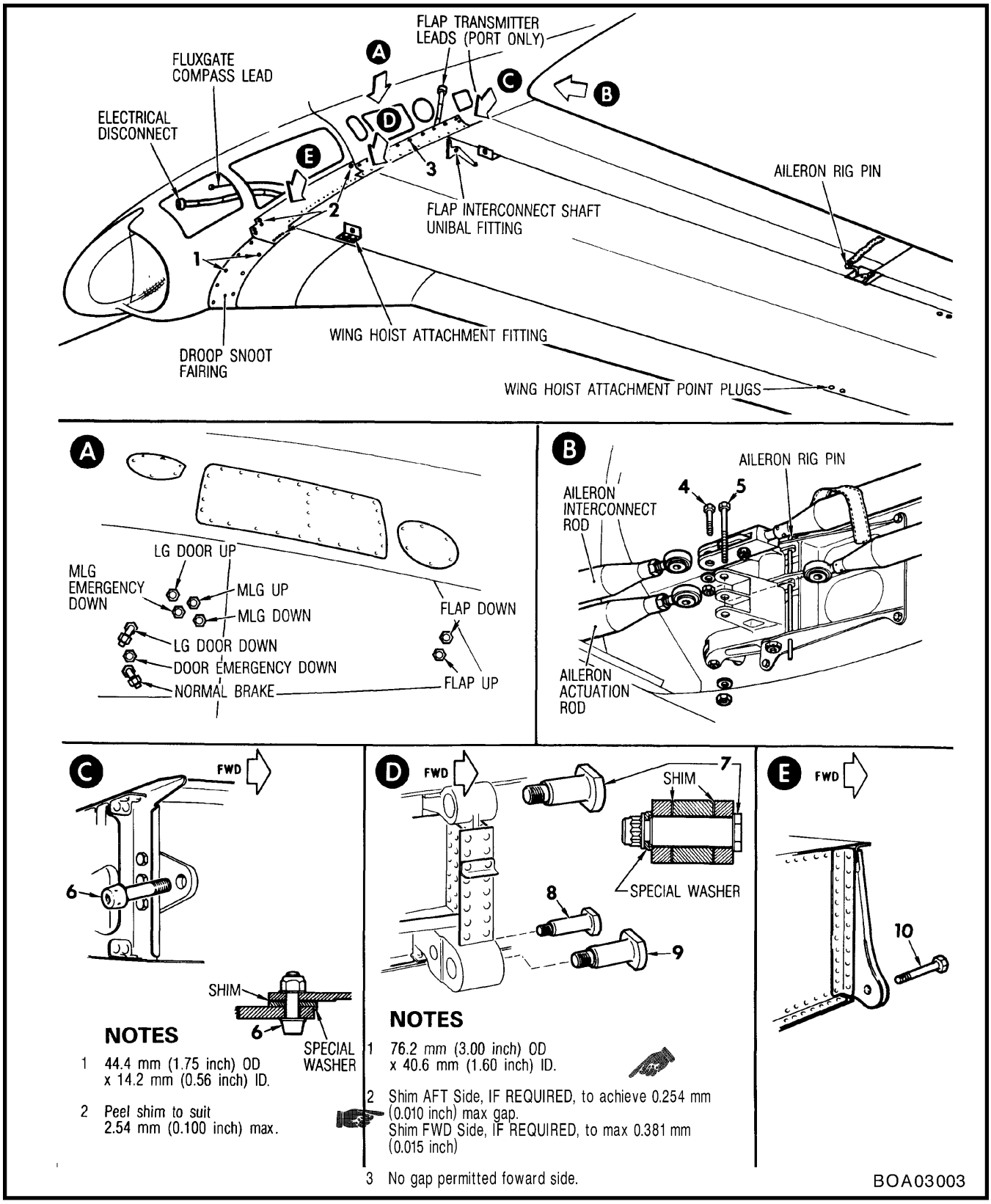


Figure 3-2 Removal and Installation of Wing

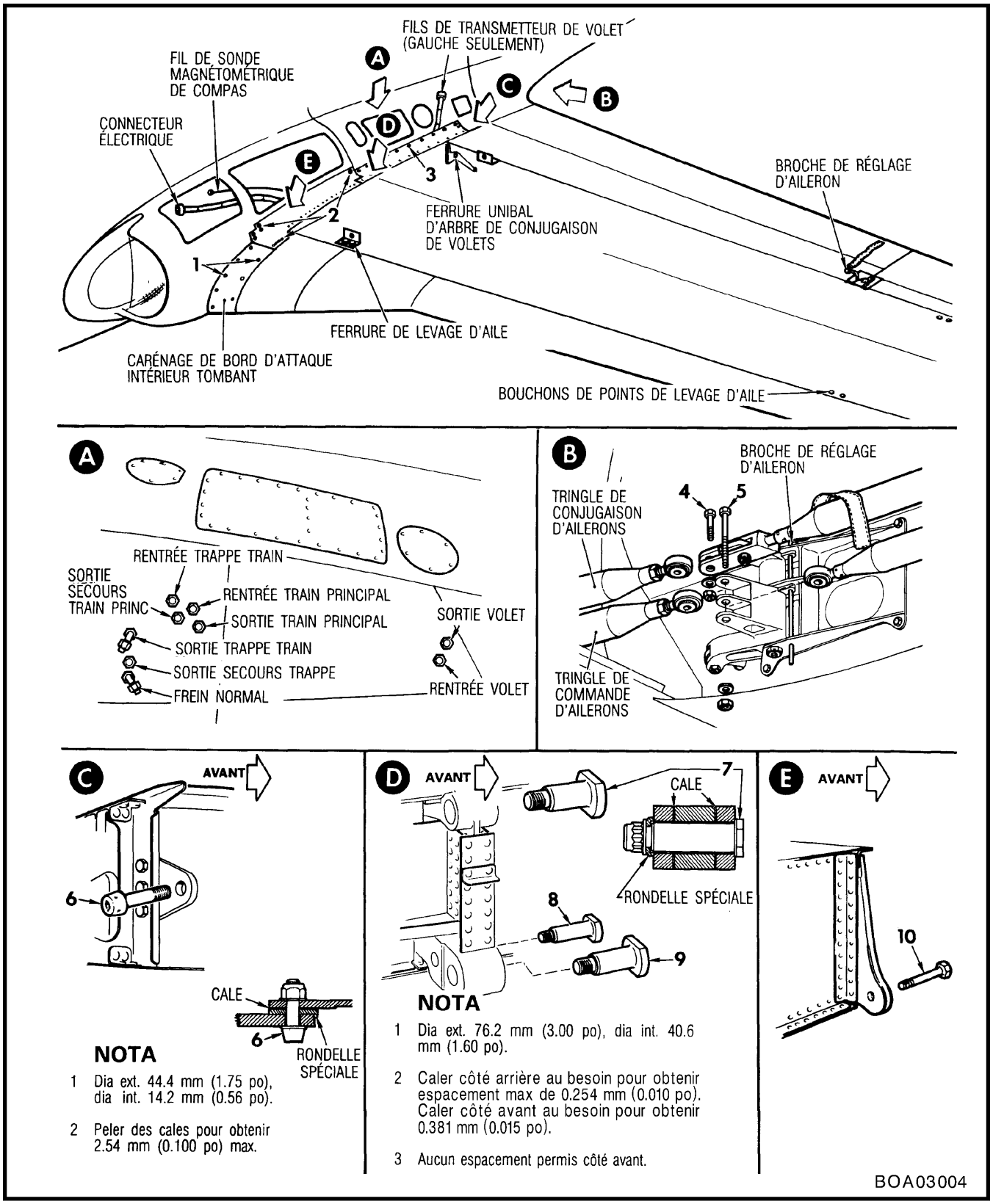
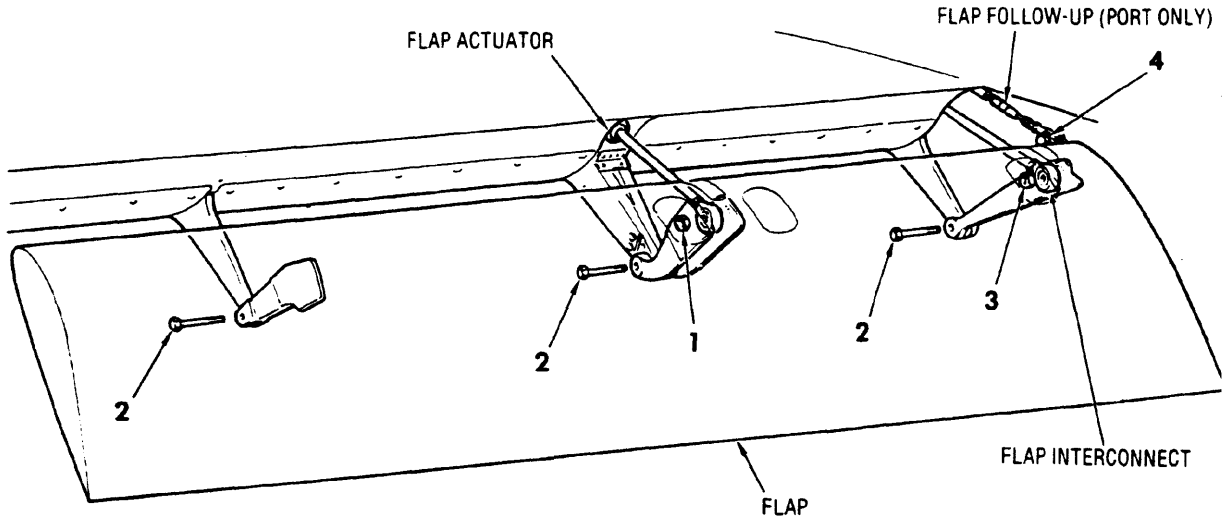
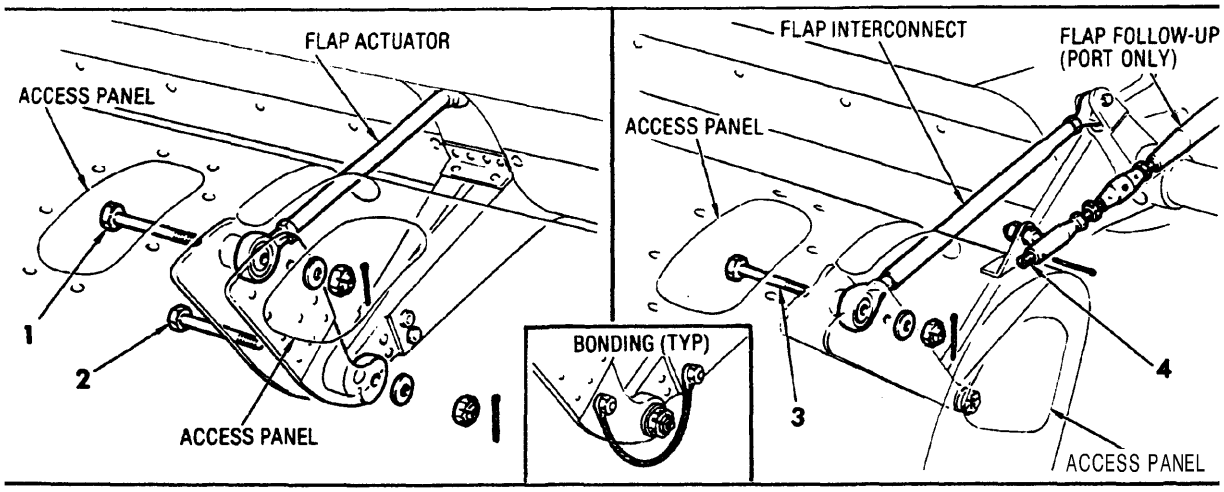


Figure 3-2 Dépose et pose de l'aile





REMOVAL

CAUTION

Ensure flap is supported before removing bolts.

STEPS

1 Fully extend the flaps.

2 Disconnect bonding jumpers.

3 Disconnect flap actuator by removing bolt (1) (access through panels shown).

4 Disconnect flap interconnect by removing bolt (3).

5 Disconnect flap follow-up (port only) by backing-off screw (4) and pulling ball clear of socket.

6 Remove bolts (2) and lift flap clear of wing.

INSTALLATION

STEPS

1 Position flaps to line up with hinge points on wings and install bolts (2). Bolts shall be installed with head of bolt outboard. Lock nut with cotter pin.

2 Connect flap actuator by installing bolt (1) with head of bolt outboard and washer under the nut. Lock the nut with a cotter pin.

3 Connect flap interconnect by installing bolt (3), washer and nut. Lock the nut with a cotter pin.

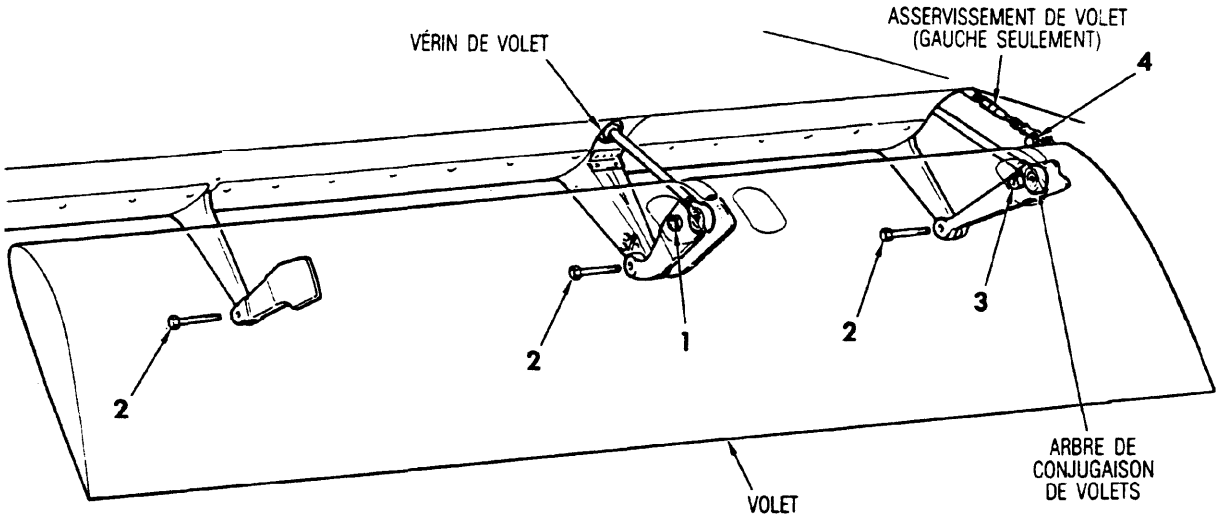
4 Connect flap follow-up (port only) by installing ball in socket and tightening screw (4). Lock the screw with cotter pin.

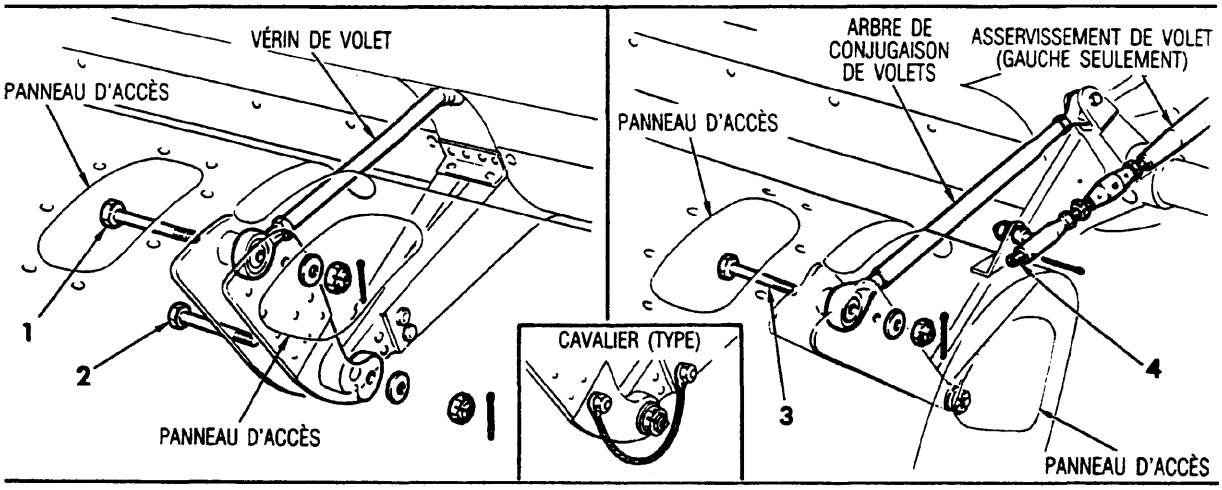
5 Connect bonding jumpers.

6 Carry out functional check of flaps.

BOA03005

Figure 3-3 Removal and Installation of Flaps





DÉPOSE

ATTENTION

S'assurer que le volet est supporté avant d'enlever les boulons.

ÉTAPES

1 Sortir les volets complètement.

2 Débrancher les cavaliers.

3 Débrancher le vérin de volet en enlevant le boulon (1) (accès par les panneaux indiqués).

4 Débrancher l'arbre de conjugaison des volets en enlevant le boulon (3).

5 Débrancher le mécanisme d'asservissement de volet (gauche seulement) en reculant la vis (4) et en tirant la rotule pour la dégager de la cavité.

6 Enlever les boulons (2) et lever le volet pour le dégager de l'aile.

POSE

ÉTAPES

1 Positionner les volets de façon à les aligner avec les points d'articulation sur l'aile et poser les boulons (2). Les boulons doivent être posés de façon que la tête soit vers l'extérieur. Freiner les écrous avec des goupilles fendues.

2 Fixer le vérin de volet en posant le boulon (1) la tête à l'extérieur et en plaçant une rondelle sous l'écrou. Freiner l'écrou avec une goupille fendue.

3 Fixer l'arbre de conjugaison de volets en posant le boulon (3), la rondelle et l'écrou. Freiner l'écrou avec une goupille fendue.

4 Fixer le mécanisme d'asservissement de volet (gauche seulement) en posant la rotule dans la cavité et en serrant la vis (4). Freiner la vis avec une goupille fendue.

5 Brancher les cavaliers.

6 Effectuer les vérifications de fonctionnement des volets.

BOA03006

Figure 3-3 Dépose et pose des volets

f. Insert rig pin at WS 129 in bellcrank of aileron actuation and interconnect systems.

g. Disconnect and cap the following hydraulic lines:

(1) Flap up.

(2) Flap down.

(3) Brake line.

(4) Door emergency down.

(5) Landing gear door down.

(6) Main landing gear down.

(7) Main landing gear up.

(8) Main landing gear emergency down.

(9) Landing gear door up.

h. On starboard wing only, disconnect cable harness NW4528141 at wing transport break (TB228) and lift computer disconnect at P1FD. Disconnect and cap pitot-static lines. See EO 05-195A-5A/14 for treatment of IFF/SIF transmission lines.

NOTE

Electrical lines shall be unclipped.

i. On port wing only, disconnect flux valve cable NW4528038-1 at J40, cable harness NW4528015-1 at wing transport break J38 (TB232) and flap position transmitter at P2DA.

j. Remove screws (2) and (3) securing fairing.

NOTE

Inspect for installation of NAS623-3-2 screws (see C-12-114-000/MY-001, Figure 2-1-1, Item 14) in 41A-35160-40(-41) seal retainer (see C-12-114-000/MN-000,

f. Introduire la broche de réglage à WS 129 dans le guignol de commande de l'aileron et dans les dispositifs de conjugaison.

g. Débrancher et boucher les conduites hydrauliques suivantes :

(1) Sortie de volet.

(2) Rentrée de volet.

(3) Circuit de freinage.

(4) Ouverture secours trappe.

(5) Ouverture trappe train.

(6) Sortie train principal.

(7) Rentrée train principal.

(8) Sortie secours train principal.

(9) Fermeture trappe train.

h. Sur l'aile droite seulement, débrancher le faisceau de câbles NW4528141 à la séparation de transport de l'aile (TB228) et lever le connecteur de l'ordinateur à P1FD. Débrancher et boucher les conduites Pitot-statiques. Pour la manipulation des fils de transmission du transpondeur IFF/SIF, voir EO 05-195A-5A/14.

NOTA

Les fils électriques doivent être dégrafés.

i. Sur l'aile gauche seulement, débrancher le câble NW4528038-1 de la sonde magnétométrique à J40, le faisceau de câbles NW4528015-1 à la séparation de transport de l'aile J38 (TB232), et le transmetteur de position des volets à P2DA.

j. Enlever les vis (2) et (3) qui retiennent le carénage.

NOTA

Inspecter en vue de la pose des vis NAS623-3-2 (voir C-12-114-000/MY-001, figure 2-1-1, article 14) dans le dispositif de retenue de joint 41A-35160-40(-41)

Figure 5-29, Item 65). Inspect 41A-35160-368(369) edge member (see C-12-114-000/MN-000, Figure 5-29, Item 22) for chafing or cracking and repair or replace as necessary.

k. Remove plugging screws at the four wing hoisting points and install hoisting fittings (see C-12-114-000/MF-001). Install sling (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 17).

l. Remove cotter pins from bolts (8), (9) and (10).

m. Take weight of wing on hoist.

n. Remove bolts (6), (7), (8), (9) and (10).

NOTE

Record numbers and positions of shims on bolts (6) and (7).

o. Lift wing clear of fuselage, moving outboard until interconnect shaft clears Unibal and aileron control rods clear fuselage.

INSTALLATION OF WING

16. To install a wing, proceed as follows (see Figure 3-2):

a. Hoist wing into position, passing control rods through the fuselage and inserting end of interconnect shaft in Unibal.

b. Insert attachment bolts (6), (7), (8), (9) and (10), using inserting guards (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 34) and installing shims (see Paragraph 15, Step n). For shimming requirements, see Details C and D.

(1) Torque nut of bolt (6) to a value between 102 and 113 N•m (900 and 1000 in•lb).

(2) Torque nut of bolt (7) to a value between 145 and 192 N•m (1300 and 1700 in•lb).

(3) Torque nut of bolt (8) to a value between 23 and 34 N•m (200 and 300 in•lb).

(voir C-12-114-000/MN-000, figure 5-29, article 65). Inspecter le renfort de bordure 41A-35160-368(369) (voir C-12-114-000/MN-000, figure 5-29, article 22) à la recherche d'usure par frottement ou de fissuration, puis réparer ou remplacer au besoin.

k. Enlever les vis d'obturation aux quatre points de levage de l'aile et poser les ferrures de levage (voir C-12-114-000/MF-001). Poser l'élingue (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 17).

l. Enlever les goupilles fendues des boulons (8), (9) et (10).

m. Supporter l'aile au moyen du palan.

n. Enlever les boulons (6), (7), (8), (9) et (10).

NOTA

Consigner le nombre et la position des cales sur les boulons (6) et (7).

o. Lever l'aile pour la dégager du fuselage en la déplaçant vers l'extérieur jusqu'à ce que l'arbre de conjugaison soit dégagé du dispositif Unibal et que les tringles de commande d'aileron soient dégagées du fuselage.

POSE DE L'AILE

16. Pour poser l'aile, procéder comme suit (voir figure 3-2) :

a. Mettre l'aile en place au moyen du palan, en passant les tringles de commande dans le fuselage et en insérant l'extrémité de l'arbre de conjugaison dans le dispositif Unibal.

b. Insérer les boulons de fixation (6), (7), (8), (9) et (10), en utilisant des guides de mise en place (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 34) et en posant des cales (voir paragraphe 15, étape n). Pour les exigences relatives aux cales, voir détails C et D.

(1) Serrer l'écrou du boulon (6) entre 102 et 113 N•m (900 et 1000 po•lb).

(2) Serrer l'écrou du boulon (7) entre 145 et 192 N•m (1300 et 1700 po•lb).

(3) Serrer l'écrou du boulon (8) entre 23 et 34 N•m (200 et 300 po•lb).

(4) Torque nut of bolt (9) to a value between 23 and 34 N•m (200 and 300 in•lb).

(5) Torque nut of bolt (10) to 1.36 N•m (12 in•lb).

c. Lock the nuts on bolts (8), (9) and (10) with cotter pins.

d. Disconnect hoisting attachment fittings and install blanking plugs.

e. Install antenna cable, pitot-static lines or compass leads (depending upon wing being installed) and connect electrical leads (see Paragraph 15, Steps h and j).

f. Test relevant system (see C-12-114-0E0/MF-001 and C-12-114-0F0/MF-001).

g. Connect flap interconnect and, on port wing only, connect flap follow-up (see Figure 3-4).

h. Connect aileron actuation and interconnect rods by installing bolts (4) and (5).

i. Connect hydraulic lines (see Detail A). See Paragraph 15, Step g for a list of lines to be connected.

j. Install screws (2) and (3).

k. Remove rigging pins and control surface clamp.

l. Carry out a functional check of ailerons, flaps and landing gear (see Parts 5 and 6).

m. Install droop snoot fairing, securing by screws (1). Install all access panels.

n. Remove wing trestles.

WING COMPONENT CLEARANCES

17. For wing component clearances to be checked during component installation procedures, see Figure 3-5.

(4) Serrer l'écrou du boulon (9) entre 23 et 34 N•m (200 et 300 po•lb).

(5) Serrer l'écrou du boulon (10) à 1.36 N•m (12 po•lb).

c. Freiner les écrous sur les boulons (8), (9) et (10) avec des goupilles fendues.

d. Détacher les ferrures de levage et poser des bouchons d'obturation.

e. Poser le câble de l'antenne, les conduites Pitot-statiques ou les fils du compas (selon l'aile installée) et brancher les fils électriques (voir paragraphe 15, étapes h et j).

f. Faire l'essai du circuit concerné (voir C-12-114-0E0/MF-001 et C-12-114-0F0/MF-001).

g. Brancher l'arbre de conjugaison de volets et, sur l'aile gauche seulement, brancher le mécanisme d'asservissement de volet (voir figure 3-4).

h. Brancher les tringles de commande et de conjugaison des ailerons en posant les boulons (4) et (5).

i. Brancher les conduites hydrauliques (voir détail A). Pour la liste des conduites à brancher, voir paragraphe 15, étape g.

j. Poser les vis (2) et (3).

k. Enlever les broches de réglage et le collier de la gouverne.

l. Effectuer une vérification de fonctionnement des ailerons, des volets et du train d'atterrissage (voir Parties 5 et 6).

m. Poser le carénage du bord d'attaque intérieur tombant et le fixer au moyen de vis (1). Poser tous les panneaux d'accès.

n. Enlever les trépieds sous les ailes.

DÉGAGEMENT DES ÉLÉMENTS DE L'AILE

17. Pour les dégagements des éléments de l'aile à vérifier au cours de la pose, voir figure 3-5.

AILERONS

GENERAL

18. The ailerons consist of nose, upper and lower skins, built-up spar, ribs, trailing edge, paddles, beak fitting and balance weights. The spar is built up by riveting two U-channels to form an I-section. A two-part trailing edge is made from extruded wedge section aluminum between WS 186 and WS 211, and inboard of WS 186 from formed U-channel reinforced in the tab hinge areas. Tapered U-channels (paddles) riveted to the nose ribs are joined by a beak fitting which is used to provide a mounting for the balance weights and for the aileron aerodynamic seal.

REMOVAL OF AILERON AND AILERON TABS

19. Proceed as follows (see Figure 3-4):

a. Open lower half of aileron shroud by removing screws (1).

b. Disconnect aileron control rod and interconnect links by removing bolts (9 and 10) at bellcrank (access is obtained through panel 9-21 or 10-31, see C-12-114-000/MF-001).

c. Lower trailing edge of aileron and disconnect aileron seal by removing screws (7).

NOTE

Care shall be taken to avoid damage to seal.

d. Disconnect aileron trim tab electric leads.

e. Support aileron and disconnect at hinge points by removing bolts (8) and (11).

f. Lift aileron clear of wing.

INSTALLATION OF AILERON AND AILERON TABS

20. Proceed as follows (see Figure 3-4):

a. Position aileron and secure at hinges by bolts (8 and 11). Bonding wire shall be installed

AILERONS

GÉNÉRALITÉS

18. Les ailerons sont constitués d'un nez, de revêtements d'intrados et d'extrados, d'un longeron lamellé, de nervures, d'un bord de fuite, de palettes, d'une ferrure de bec et de masses d'équilibrage. Le longeron est formé de deux profilés en U rivetés pour donner une section en I. Le bord de fuite en deux parties est constitué, entre WS 186 et WS 211, d'aluminium extrudé profilé en coin, et, à l'intérieur de WS 186, de profilé en U renforcé dans les zones d'articulation du tab. Les profilés en U effilés (palettes), rivetés aux nervures de nez, sont joints au moyen d'une ferrure de bec qui assure la fixation des masses d'équilibrage et du joint aérodynamique de l'aileron.

DÉPOSE DE L'AILERON ET DES TABS D'AILERON

19. Procéder comme suit (voir figure 3-4) :

a. Ouvrir la moitié inférieure du carénage d'aileron en enlevant les vis (1).

b. Débrancher la tringle de commande et les tringles de conjugaison d'aileron en enlevant les boulons (9 et 10) au guignol (l'accès se fait par le panneau 9-21 ou 10-31, voir C-12-114-000/MF-001).

c. Abaisser le bord de fuite de l'aileron et débrancher le joint de l'aileron en enlevant les vis (7).

NOTA

Faire attention de ne pas abîmer le joint.

d. Débrancher les fils électriques du tab commandé d'aileron.

e. Supporter l'aileron et le détacher aux points d'articulation en enlevant les boulons (8) et (11).

f. Lever l'aileron pour le dégager de l'aile.

POSE DE L'AILERON ET DES TABS D'AILERON

20. Procéder comme suit (voir figure 3-4) :

a. Mettre l'aileron en place et le fixer aux charnières avec des boulons (8 et 11). Le

under nut of aft bolt. Bolt (8) shall be installed with washer under head of bolt and nut.

b. Connect aileron trim tab electric leads.

c. Connect aileron seal by installing screws (7).

d. Connect aileron control actuating and interconnect links by installing bolts (9 and 10) at the bellcrank. Lock the nuts with cotter pins.

e. Close aileron lower shroud and secure by installing screws (1).

f. Carry out a functional check of aileron controls and aileron trim tab (port wing only) (see Part 5).

REMOVAL OF AILERON SPRING TAB

21. To remove aileron spring tab, proceed as follows (see Figure 3-4):

NOTE

Gear or trim tab bolts shall be removed and tab swung clear before proceeding to remove spring tab.

a. Disconnect actuating rod by removing bolts (4).

b. Disconnect tab from aileron at the three hinge points by removing bolts (3 and 6) and screws (5). Lift tab clear of aileron.

cavalier doit être installé sous l'écrou du boulon arrière. Le boulon (8) doit être posé avec la rondelle sous la tête du boulon et sous l'écrou.

b. Brancher les fils électriques du tab commandé d'aileron.

c. Fixer le joint de l'aileron au moyen de vis (7).

d. Brancher les tringles de commande et de conjugaison d'aileron en posant les boulons (9 et 10) au guignol. Freiner les écrous avec des goupilles fendues.

e. Fermer le carénage inférieur d'aileron et le fixer au moyen de vis (1).

f. Effectuer une vérification de fonctionnement des commandes d'aileron et du tab commandé d'aileron (aile gauche seulement) (voir Partie 5).

DÉPOSE DU TAB À RESSORT D'AILERON

21. Pour déposer le tab à ressort d'aileron, procéder comme suit (voir figure 3-4) :

NOTA

Les boulons des tabs commandés ou automatiques doivent être enlevés et les tabs dégagés avant d'entreprendre la dépose du tab à ressort.

a. Débrancher la tringle de commande en enlevant les boulons (4).

b. Détacher le tab de l'aileron aux trois points d'articulation en enlevant les boulons (3 et 6) et les vis (5). Lever le tab pour le dégager de l'aileron.

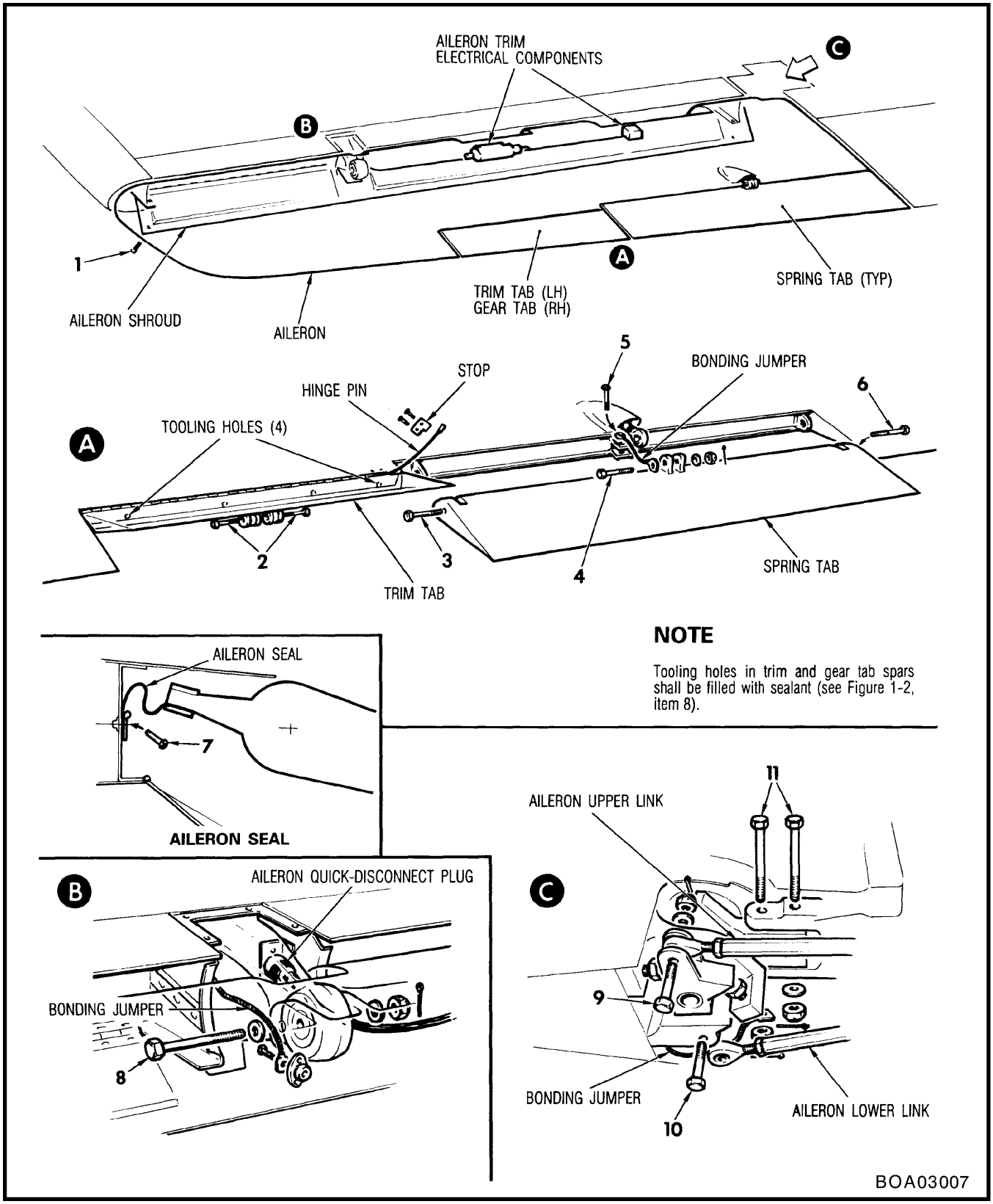


Figure 3-4 Removal and Installation of Aileron and Aileron Tabs

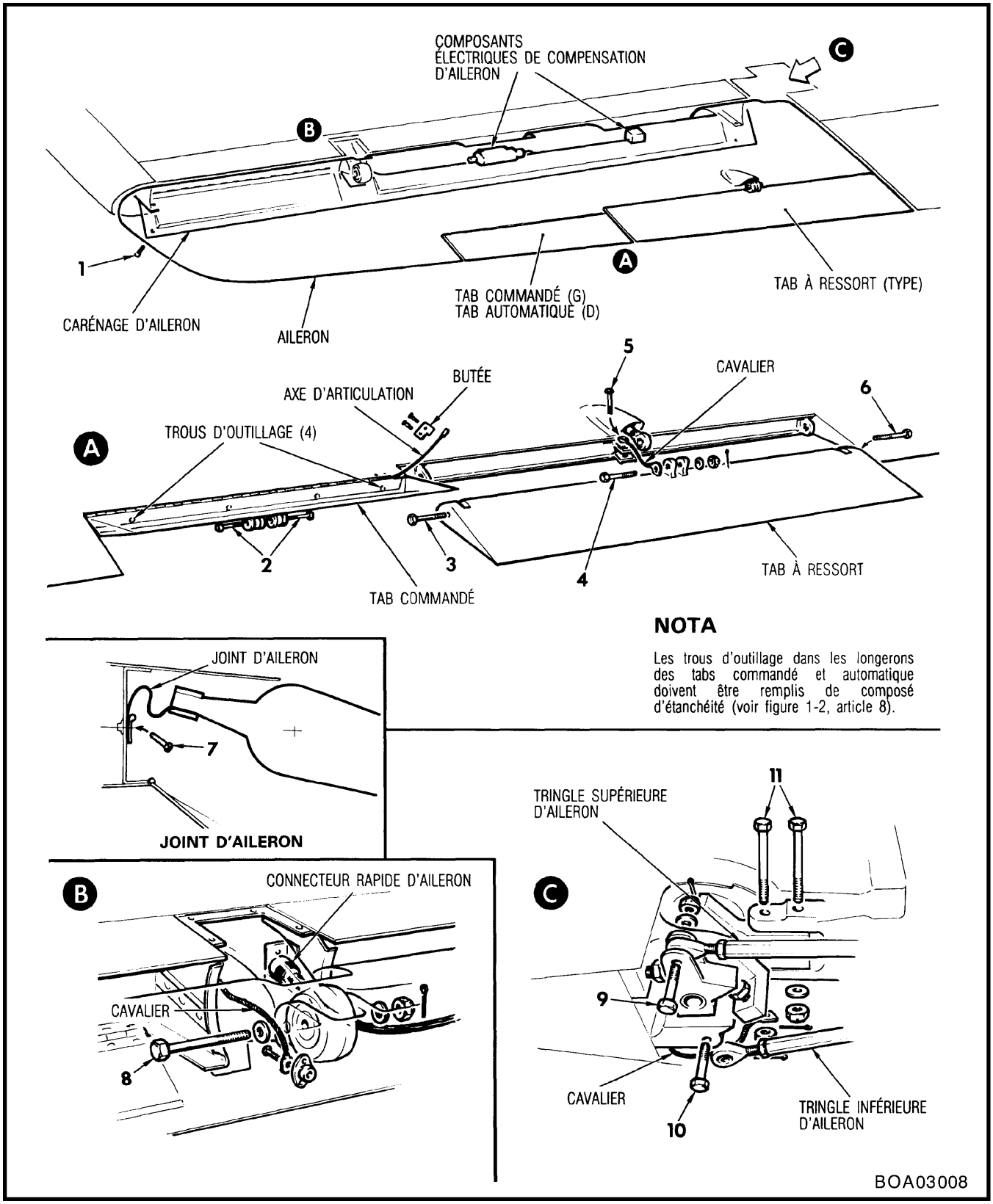


Figure 3-4 Dépose et pose de l'aileron et des tabs d'aileron

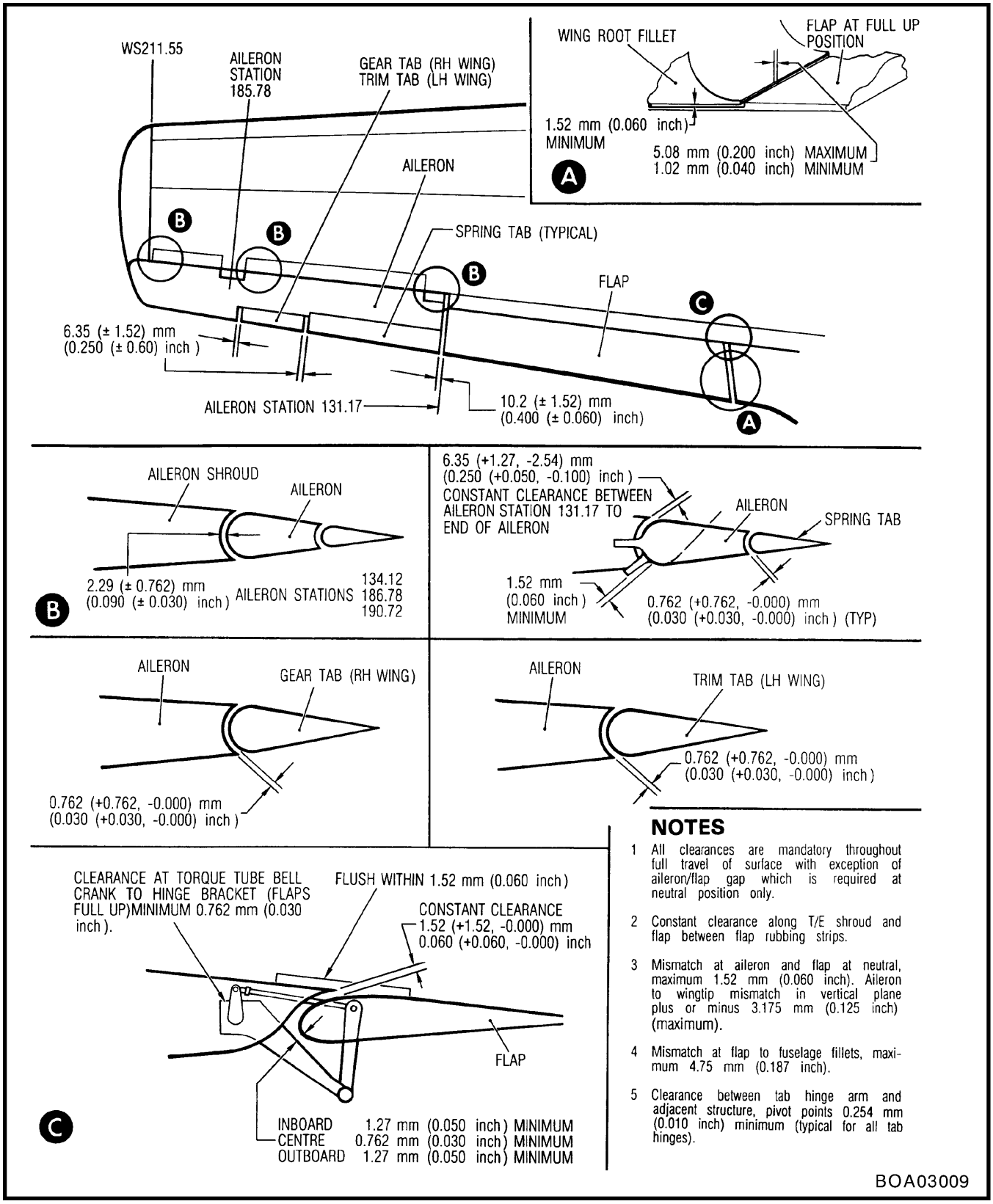


Figure 3-5 Wing Component Clearances

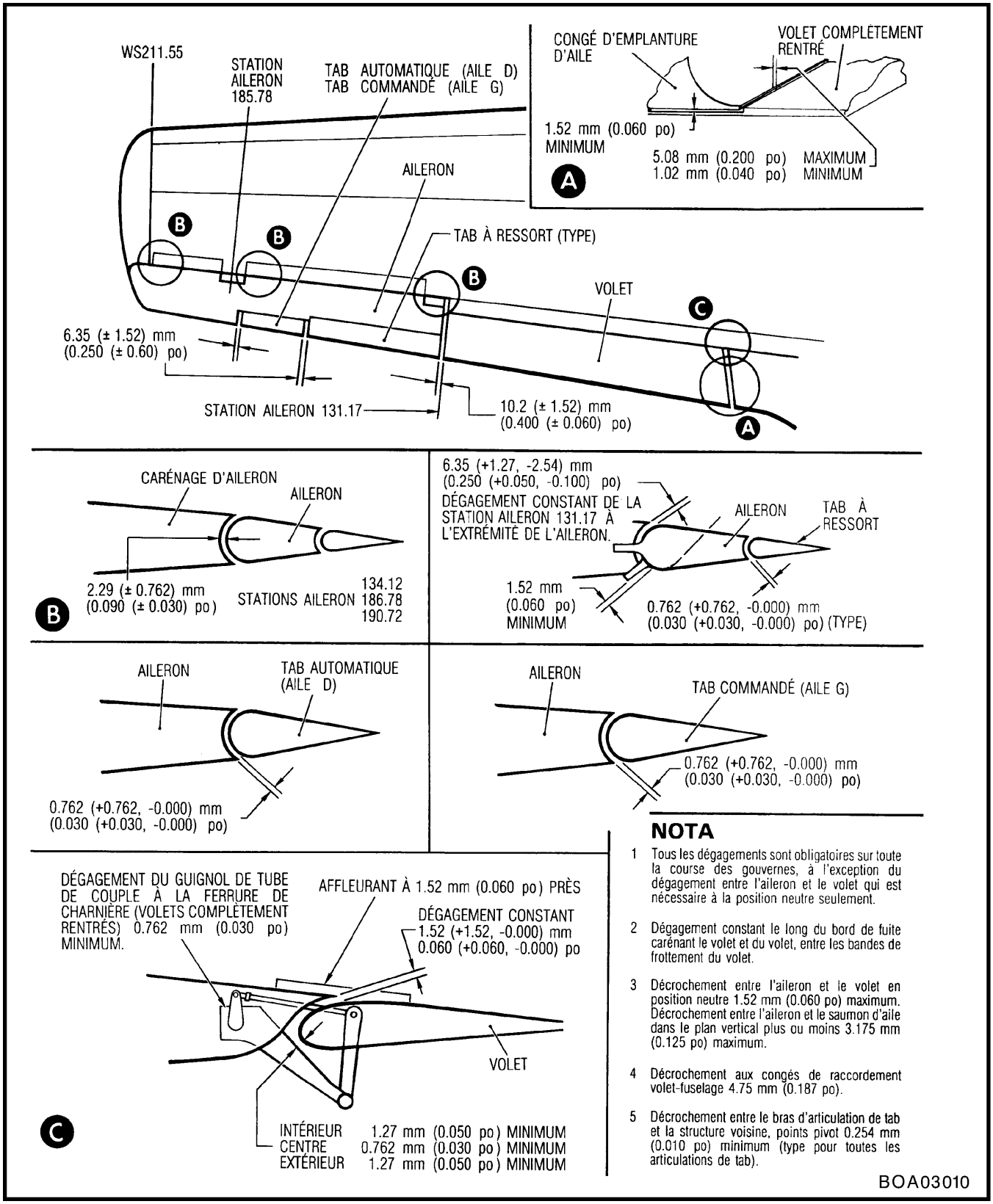


Figure 3-5 Dégagement des éléments de l'aile

INSTALLATION OF AILERON SPRING TAB

22. To install aileron spring tab, proceed as follows (see Figure 3-4):

CAUTION

A specially configured bonding jumper is required in this location. Lug MS25036-157, which is the end retained by the screw (5), is of such dimensions that it is confined between the arms of the hinge bracket and cannot rotate to foul adjacent mechanisms. For details of the component parts of the bonding assembly, see C-12-114-000/MY-001.

a. Position spring tab on aileron trailing edge and install hinge bolts (3 and 6) and screw (5).

NOTE

Hinge bearing bracket is attached to tab before securing tab to aileron trailing edge.

b. Secure actuating arm to tab by installing bolt (4).

c. Connect gear or trim tab.

d. Carry out a functional test of tab (see Part 5).

REMOVAL OF GEAR OR TRIM TAB

23. To remove the trim tab (port aileron) or gear tab (starboard aileron), proceed as follows (see Figure 3-4):

a. Disconnect actuating rods by removing bolts (2).

b. Remove screws holding hinge pin stop.

c. Withdraw hinge pins and lift tab clear of aileron trailing edge.

POSE DU TAB À RESSORT D'AILERON

22. Pour poser le tab à ressort d'aileron, procéder comme suit (voir figure 3-4) :

ATTENTION

Un cavalier de configuration spéciale est nécessaire à cet endroit. La patte MS25036-157, qui est l'extrémité retenue par la vis (5), est dimensionnée de façon à être cachée entre les bras de la ferrure de charnière et à ne pas pouvoir tourner pour gêner les mécanismes voisins. Pour les détails des éléments du dispositif de métallisation, voir C-12-114-000/MY-001.

a. Placer le tab à ressort sur le bord de fuite de l'aileron et poser les boulons (3 et 6) et la vis (5) aux points d'articulation.

NOTA

La ferrure de palier d'articulation doit être fixée au tab avant que ce dernier soit fixé au bord de fuite de l'aileron.

b. Fixer le bras de commande au tab en posant le boulon (4).

c. Brancher le tab automatique ou le tab commandé.

d. Effectuer une vérification de fonctionnement du tab (voir Partie 5).

DÉPOSE DU TAB AUTOMATIQUE OU DU TAB COMMANDÉ

23. Pour déposer le tab commandé (aileron gauche) ou le tab automatique (aileron droit), procéder comme suit (voir figure 3-4) :

a. Débrancher les tringles de commande en enlevant les boulons (2).

b. Enlever les vis retenant la butée de l'axe d'articulation.

c. Retirer les axes d'articulation et lever le tab pour le dégager du bord de fuite de l'aileron.

INSTALLATION OF GEAR TAB OR TRIM TAB

24. To install tabs, proceed as follows (see Figure 3-4):

a. Position tab to line up holes of hinge and insert hinge pin.

b. Secure hinge pin stop by installing screws.

c. Connect actuating rods by installing bolts (2), washers and nuts. Lock the nuts with cotter pins.

d. Carry out a functional check of the tab (see Part 5).

POSE DU TAB AUTOMATIQUE OU DU TAB COMMANDÉ

24. Pour poser les tabs, procéder comme suit (voir figure 3-4) :

a. Positionner le tab pour aligner les trous d'articulation et introduire l'axe.

b. Fixer la butée de l'axe d'articulation au moyen des vis.

c. Brancher les tringles de commande en posant les boulons (2), les rondelles et les écrous. Freiner les écrous avec des goupilles fendues.

d. Effectuer une vérification de fonctionnement du tab (voir Partie 5).

FLAPS

GENERAL

25. The wing flaps are built-up structures consisting of spar, ribs, trailing edge, skin and hinge brackets. Nose ribs and ribs are secured to the single spar, and the ribs are also secured to the trailing edge which is an aluminum wedge section extrusion. Each hinge bracket is riveted to a nose rib except the outboard bracket which is secured between two nose ribs. For the lower skin and the upper skin outboard of the step, an aluminum honeycomb bonded between two sheets of aluminum is used. The upper skin inboard of the step is made from sheet aluminum. Formed aluminum sheet is used for the nose skin.

VOLETS

GÉNÉRALITÉS

25. Les volets sont des structures lamellées constituées d'un longeron, de nervures, d'un bord de fuite, d'un revêtement et de ferrures d'articulation. Les nervures de nez et les nervures sont fixées au longeron unique, et les nervures sont également fixées au bord de fuite qui est constitué d'aluminium extrudé profilé en coin. Chaque ferrure d'articulation est rivetée à une nervure de nez, à l'exception de la ferrure extérieure qui est fixée entre deux nervures de nez. Pour le revêtement d'intrados et pour le revêtement d'extrados à l'extérieur du décrochement, utiliser du nida d'aluminium collé entre deux tôles en aluminium. Le revêtement d'extrados à l'intérieur du décrochement est constitué d'une tôle en aluminium. Le revêtement de nez est fait d'une tôle en aluminium fermée.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FLAPS

26. For removal and installation of flaps, see Figure 3-3.

DÉPOSE ET POSE DES VOLETS

26. Pour la dépose et la pose des volets, voir figure 3-3.

WINGTIP

REMOVAL

27. To remove a wingtip, proceed as follows (see Figure 3-6):

a. Remove screws (13) securing wingtip to wing rib cap.

SAUMON D'AILE

DÉPOSE

27. Pour déposer le saumon d'aile, procéder comme suit (voir figure 3-6) :

a. Enlever les vis (13) qui fixent le saumon à la semelle de nervure de l'aile.

b. Pull tip away until navigation light and pitot heat leads can be disconnected from TB230 or TB223.

c. On starboard wing, pull seal off pitot probe and slide wingtip off probe.

INSTALLATION

28. To install wingtip, proceed as follows (see Figure 3-6):

a. On starboard wing, slide wingtip over pitot probe.

b. Connect navigation light and pitot heat leads to terminal block on wing rib.

c. Secure wingtip to wing rib cap by installing screws (13).

d. On starboard wing, install seal over pitot probe.

e. Carry out a functional check of pitot system and navigation lights (see C-12-114-0E0/MF-001 and C-12-114-0F0/MF-001).

LEADING EDGE

REMOVAL

29. Proceed as follows (see Figure 3-6):

a. On starboard wing, remove access panel 9-4 (see C-12-114-000/MF-001), taking care not to damage vane of pre-stall warning device and only moving panel far enough forward to gain access to the Cannon plug. Disconnect plug and lift panel clear of leading edge.

b. Remove screws (10 and 11), top and bottom, and remove hinge pin stops.

c. Withdraw bottom hinge pins, then withdraw top hinge pins.

d. Remove screws (9 and 12) and lift leading edge clear of front spar.

b. Tirer le saumon pour l'écarter jusqu'à ce que le feu de position et les fils de réchauffage du tube Pitot puissent être débranchés de TB230 ou TB223.

c. Sur l'aile droite, tirer le joint pour le dégager du tube Pitot, puis glisser le saumon d'aile pour le dégager du tube.

POSE

28. Pour poser le saumon d'aile, procéder comme suit (voir figure 3-6) :

a. Sur l'aile droite, glisser le saumon par-dessus le tube Pitot.

b. Brancher le feu de navigation et les fils de réchauffage du tube Pitot au bornier sur la nervure d'aile.

c. Fixer le saumon d'aile à la semelle de nervure d'aile au moyen des vis (13).

d. Sur l'aile droite, poser le joint sur le tube Pitot.

e. Effectuer une vérification de fonctionnement du circuit Pitot et des feux de position (voir C-12-114-0E0/MF-001 et C-12-114-0F0/MF-001).

BORD D'ATTAQUE

DÉPOSE

29. Procéder comme suit (voir figure 3-6) :

a. Sur l'aile droite, enlever le panneau d'accès 9-4 (voir C-12-114-000/MF-001) en prenant soin de ne pas abîmer l'ailette du système d'avertissement de décrochage et en déplaçant le panneau vers l'avant seulement dans la mesure nécessaire pour avoir accès au connecteur Cannon. Débrancher le connecteur et lever le panneau pour le dégager du bord d'attaque.

b. Enlever les vis (10 et 11), en haut et en bas, et retirer les butées d'axe d'articulation.

c. Retirer les axes d'articulation du bas, puis les axes d'articulation du haut.

d. Enlever les vis (9 et 12) et lever le bord d'attaque pour le dégager du longeron avant.

INSTALLATION

30. Proceed as follows (see Figure 3-6):

CAUTION

Do not use force when installing a leading edge. Use normal hand pressure only and without any auxiliary aids. Rework hinges as required.

CAUTION

Care shall be taken during hinge rework to avoid damage to the front wing spar structures and rivets. Particular care is necessary in the region of the front buttstrap at WS 88.55. Use a filing shield fabricated from 0.762 mm (0.030 in.) thick stainless steel sheet during hinge rework.

a. Position leading edge and check for interference at the hinges. Eliminate interference at the hinges by filing the ends of the wing hinge lugs. Material may be removed from both sides of the wing hinge lugs. However, the gap between the wing hinge lugs and the leading edge hinge lugs shall not exceed 1.27 mm (0.050 in.) on either side. In any case, remove only enough material that the leading edge can be fitted using light hand pressure.

b. When all interference between the hinges has been eliminated, position the leading edge and install the top and bottom hinge pins.

NOTE

Leading edges may be bowed either concave or convex at the skin joint edge. Such leading edges may be installed provided alignment at the hinges can be obtained with hand pressure. If alignment cannot be obtained with hand pressure, the leading edge shall be returned for overhaul.

POSE

30. Procéder comme suit (voir figure 3-6) :

ATTENTION

Ne pas forcer pour poser le bord d'attaque. Exercer une pression normale de la main seulement et sans aide auxiliaire. Retravailler les articulations au besoin.

ATTENTION

Prendre soin, lorsqu'on retravaille les charnières, de ne pas abîmer les structures du longeron d'aile avant ainsi que les rivets. Faire particulièrement attention dans la zone du couvre-joint du longeron avant à WS 88.55. Utiliser un écran de protection contre le limage constitué d'une tôle en acier inox de 0.762 mm (0.030 po) d'épaisseur quand on retravaille les charnières.

a. Positionner le bord d'attaque et s'assurer qu'il n'est pas gêné aux charnières. Toute entrave aux charnières doit être éliminée par le limage des têtes de charnière du côté de l'aile. On peut enlever de la matière des deux côtés des têtes de charnière de l'aile. Toutefois, le jeu entre les têtes de charnière du côté aile et les têtes de charnière du côté bord d'attaque ne doit pas dépasser 1.27 mm (0.050 po) de chaque côté. Dans tous les cas, enlever seulement suffisamment de matière pour que le bord d'attaque puisse être mis en place d'une légère pression de la main.

b. Quand toute entrave aux charnières a été éliminée, mettre le bord d'attaque en place et poser les axes d'articulation supérieur et inférieur.

NOTA

Il est possible qu'un bord d'attaque présente une courbure concave ou convexe au bord du joint du revêtement. Si c'est le cas, le bord d'attaque peut être posé à condition que l'alignement des axes d'articulation puisse se faire d'une pression de la main. Si l'alignement ne peut être obtenu seulement avec la pression de la main, retourner le bord d'attaque pour révision.

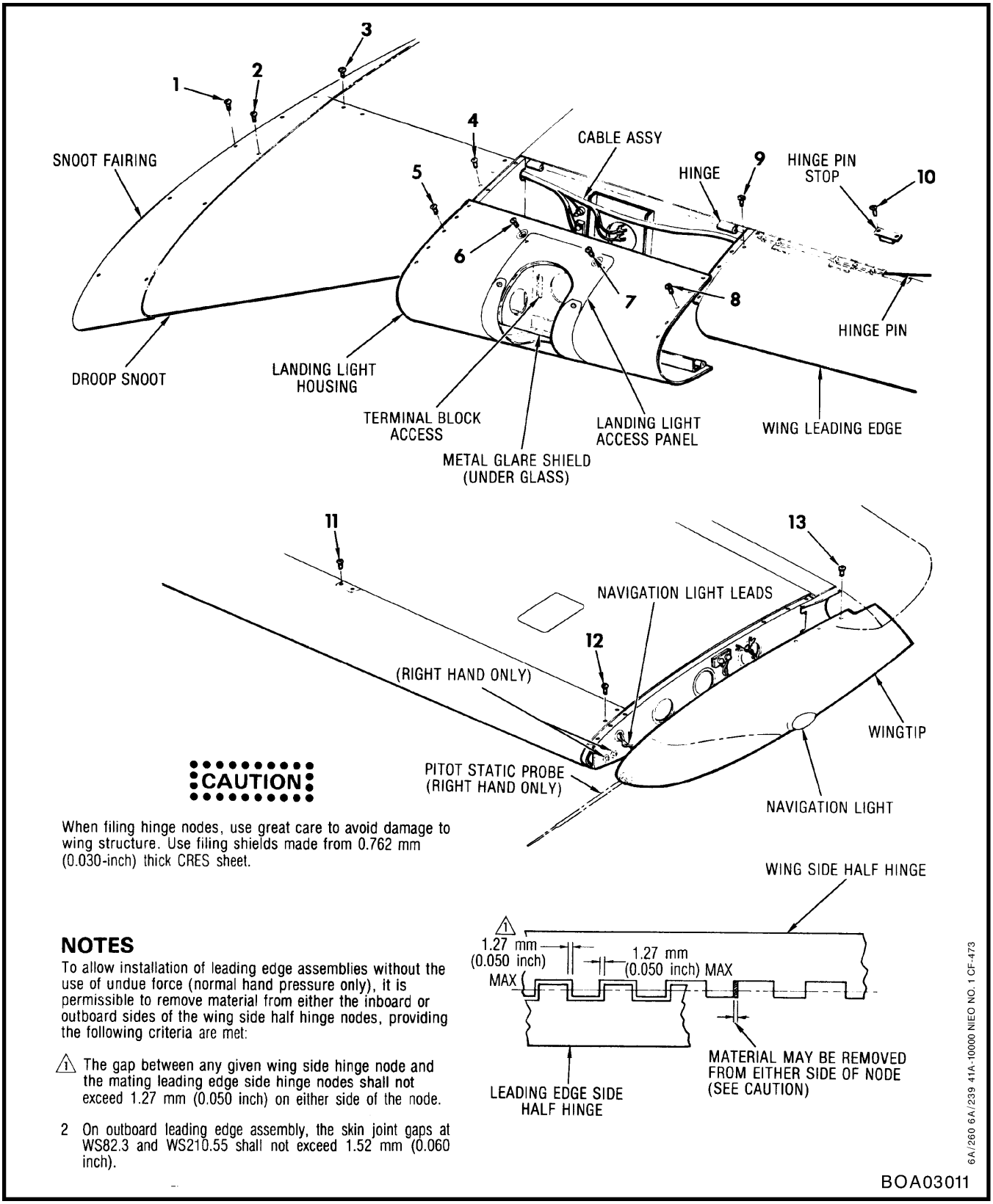


Figure 3-6 Removal and Installation of Wingtip and Wing Leading Edge

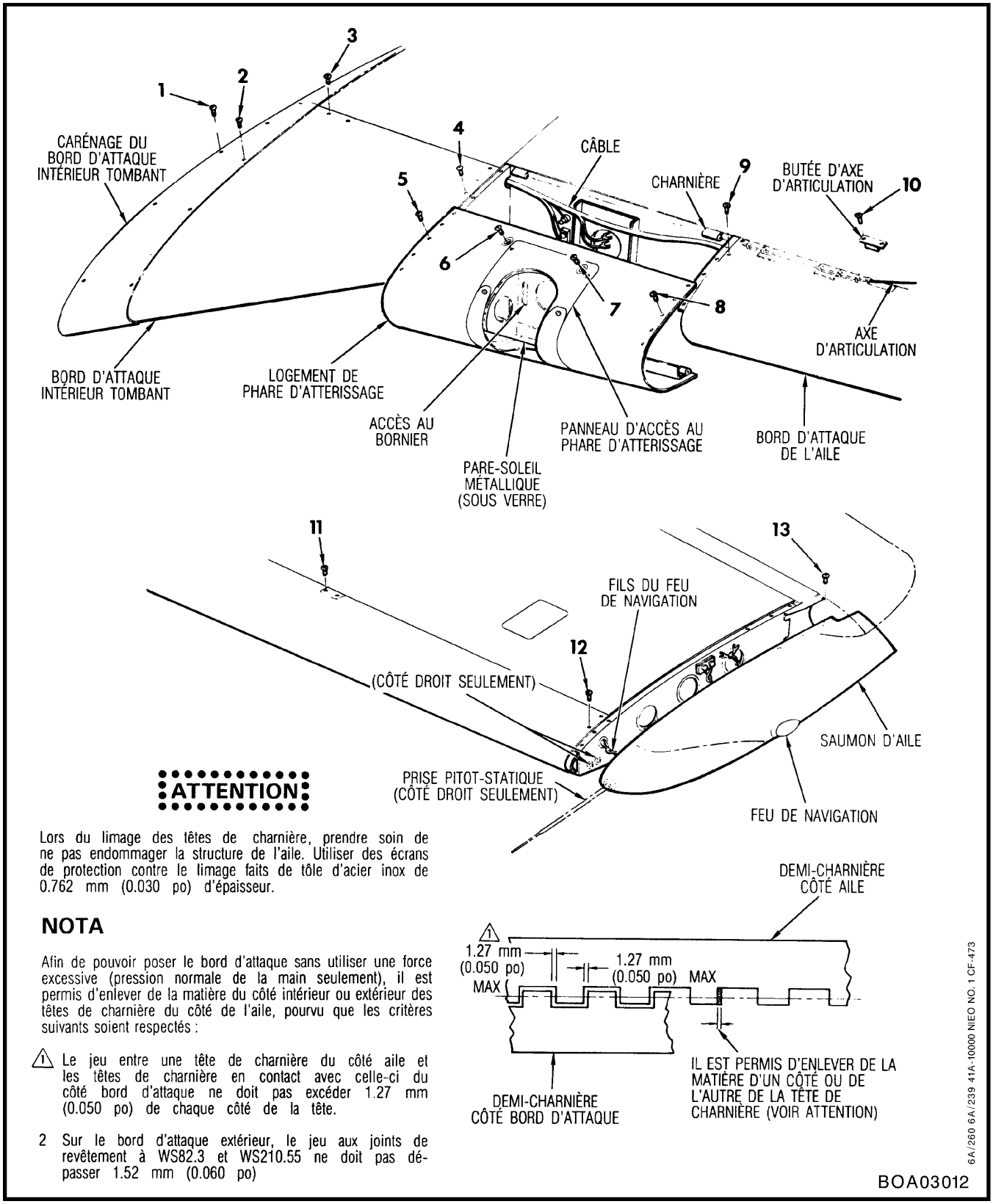


Figure 3-6 Dépose et pose du saumon d'aile et du bord d'attaque

c. Install screws (9 and 12). Seal gaps between leading edge and wing surfaces with sealant (see Figure 1-2, Item 8, Class A-1/2).

d. On starboard wing, position access panel 9-4 (see C-12-114-000/MF-001) and connect Cannon plug of pre-stall warning device. Secure access panel in position on leading edge. Carry out a functional check of the pre-stall warning system.

LANDING LIGHT HOUSING

REMOVAL

31. Proceed as follows (see Figure 3-6):

a. Remove screws (5 and 8).

b. Remove screws (10) top and bottom and lift stops clear.

c. Withdraw hinge pins until housing is free to be pulled clear of front spar.

d. Disconnect landing light leads.

INSTALLATION

32. Proceed as follows (see Figure 3-6):

a. Position housing so that landing light leads can be connected.

b. Install screws (5 and 8).

c. Push hinge pins home and secure by hinge pin stops and screws (10).

d. Carry out a functional check of landing lights (see C-12-114-0F0/MF-001).

DROOP SNOOT

REMOVAL

33. Proceed as follows:

a. Remove screws (1 and 2) and lift fuselage to clear snoot fairing.

b. Remove screws (3 and 4).

c. Poser les vis (9 et 12). Boucher les interstices entre le bord d'attaque et la surface de l'aile avec du composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 8, classe A-1/2).

d. Sur l'aile droite, mettre en place le panneau d'accès 9-4 (voir C-12-114-000/MF-001) et brancher le connecteur Cannon du système d'avertissement de décrochage. Fixer le panneau d'accès sur le bord d'attaque. Effectuer une vérification de fonctionnement du système d'avertissement de décrochage.

LOGEMENT DE PHARE D'ATTERRISSAGE

DÉPOSE

31. Procéder comme suit (voir figure 3-6) :

a. Enlever les vis (5 et 8).

b. Enlever les vis (10) en haut et en bas et lever les butées pour les dégager.

c. Retirer les axes d'articulation jusqu'à ce que le logement puisse être dégagé du longeron avant.

d. Débrancher les fils du phare d'atterrissage.

POSE

32. Procéder comme suit (voir figure 3-6) :

a. Positionner le logement de sorte que les fils du phare d'atterrissage puissent être branchés.

b. Poser les vis (5 et 8).

c. Enfoncer les axes d'articulation dans leur emplacement et freiner au moyen des butées et des vis (10).

d. Effectuer une vérification de fonctionnement des phares d'atterrissage (voir C-12-114-0F0/MF-001).

BORD D'ATTAQUE INTÉRIEUR TOMBANT

DÉPOSE

33. Procéder comme suit :

a. Enlever les vis (1 et 2) et lever le carénage du bord d'attaque intérieur tombant pour le dégager.

b. Enlever les vis (3 et 4).

c. Pull droop snoot clear of nose ribs.

INSTALLATION

34. Proceed as follows:

a. Position snoot and install screws (3 and 4).

b. Position snoot fairing and install screws (1 and 2).

c. Tirer le carénage du bord d'attaque tombant pour le dégager des nervures de bec.

POSE

34. Procéder comme suit :

a. Positionner le bord d'attaque intérieur tombant et poser les vis (3 et 4).

b. Positionner le carénage du bord d'attaque intérieur tombant et poser les vis (1 et 2).

PART 4

EMPENNAGE

GENERAL DESCRIPTION

GENERAL

1. The empennage group includes the following main structural items (see Figure 4-1):

   a. Vertical stabilizer (permanently secured to the rear fuselage).

   b. Rudder.

   c. Horizontal stabilizer (removable).

   d. Elevators.

   e. Gear tab (starboard elevator).

   f. Trim tab (port elevator).

2. Wedge section balance weights are located on the leading edge channel of the control surfaces. In addition a mass balance weight of depleted uranium is secured to the rudder main spar close to the top hinge point.

VERTICAL STABILIZER

3. The vertical stabilizer consists of front and rear spars joined by ribs and covered with aluminum alloy chem-milled sheet skin to form a box spar, with a formed leading edge and port and starboard trailing edge shrouds. Both spars are sheet aluminum webs riveted to T-section aluminum caps. The bottom rib is also sheet aluminum web riveted to T-section caps but the other ribs are aluminum sheet flanged to form the caps and to strengthen the areas around the lightening holes.

4. A heavy ribbed aluminum casting, with bushed holes for the attachment of the horizontal stabilizer, is secured to the top of the rear spar. A smaller casting secured to the top of the front spar provides the forward attachment point for the horizontal stabilizer. The trailing edge shrouds of sheet aluminum are secured by rivets and screws to two shroud ribs and to extensions of the bottom rib caps.

PARTIE 4

EMPENNAGE

DESCRIPTION GÉNÉRALE

GÉNÉRALITÉS

1. L'empennage comprend les éléments structuraux principaux suivants (voir figure 4-1) :

   a. Dérive (fixée de façon permanente au fuselage arrière).

   b. Gouverne de direction.

   c. Stabilisateur (amovible).

   d. Gouvernes de profondeur.

   e. Tab automatique (gouverne de profondeur droite).

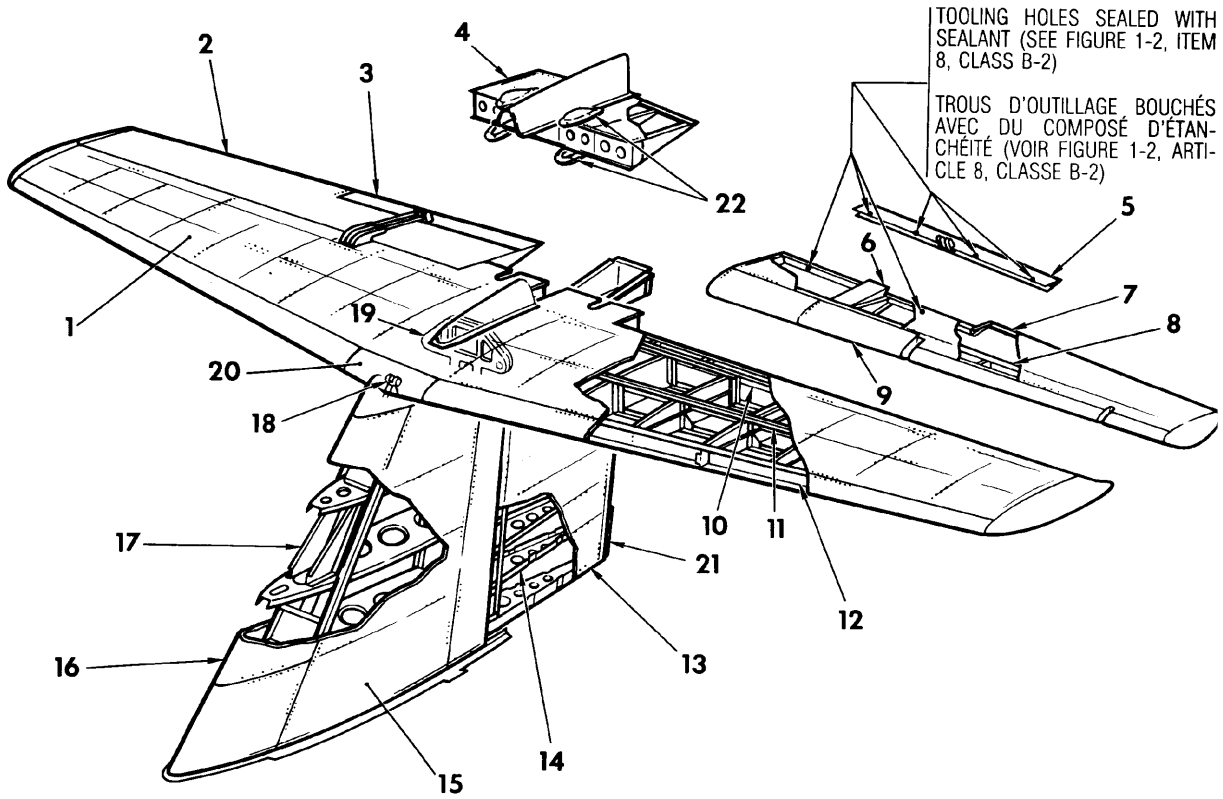
   f. Tab commandé (gouverne de profondeur gauche).

2. Des masses d'équilibrage en coin sont placées dans le profilé de bord d'attaque des gouvernes de vol. De plus, une masse d'équilibrage en uranium appauvri est fixée au longeron principal de la gouverne de direction, près du point d'articulation supérieur.

DÉRIVE

3. La dérive comprend des longerons avant et arrière, réunis par des nervures et couverts d'un revêtement en tôle d'alliage d'aluminium usiné chimiquement pour former un longeron en caisson, avec un bord d'attaque formé et des bords de fuite carénés gauche et droit. Les deux longerons sont constitués d'âmes en tôle d'aluminium rivetées à des semelles en aluminium profilées en T. La nervure inférieure est également constituée d'une âme en tôle d'aluminium rivetée à des semelles profilées en T, mais les autres nervures sont des tôles d'aluminium dont les rebords forment les semelles et renforce le tour des trous d'allégement.

4. Une pièce épaisse coulée en aluminium et nervurée, munie de trous bagués pour la fixation du stabilisateur, est fixée au sommet du longeron arrière. Une pièce coulée plus petite, fixée au sommet du longeron avant, constitue le point de fixation avant du stabilisateur. Les bords de fuite carénés en tôle d'aluminium sont fixés au moyen de rivets et de vis à deux nervures de bord de fuite et au prolongement des semelles de nervure inférieures.



LEGEND

1 HORIZONTAL STABILIZER
2 STARBOARD ELEVATOR
3 GEAR TAB (STARBOARD)
4 EMPENNAGE AND TOP FAIRING
5 TRIM TAB (PORT)
6 TRIM TAB RODS FAIRING
7 ELEVATOR TRAILING EDGE
8 ELEVATOR SPAR
9 TRIM TAB MECHANISM ACCESS PANEL
10 REAR SPAR
11 MAIN SPAR
12 FRONT SPAR
13 RUDDER
14 RIB
15 VERTICAL STABILIZER
16 ELEVATOR CONTROL ACCESS PANEL
17 ELEVATOR CONTROL LEVER BRACKET
18 FRONT ATTACHMENT POINT
19 REAR ATTACHMENT POINT
20 EMPENNAGE FAIRING (FRONT)
21 FIXED TAB
22 ELEVATOR HINGE BEARING FAIRINGS

LÉGENDE

1 STABILISATEUR
2 GOUVERNE DE PROFONDEUR DROITE
3 TAB AUTOMATIQUE (DROITE)
4 CARÉNAGE SUPÉRIEUR D'EMPENNAGE
5 TAB COMMANDÉ (GAUCHE)
6 CARÉNAGE DE TRINGLES DE TAB COMMANDÉ
7 BORD DE FUITE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR
8 LONGERON DE GOUVERNE DE PROFONDEUR
9 PANNEAU D'ACCÈS DU MÉCANISME DE TAB COMMANDÉ
10 LONGERON ARRIÈRE
11 LONGERON PRINCIPAL
12 LONGERON AVANT
13 GOUVERNE DE DIRECTION
14 NERVURE
15 DÉRIVE
16 PANNEAU D'ACCÈS À LA COMMANDE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR
17 FERRURE DE LEVIER DE COMMANDE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR
18 POINT DE FIXATION AVANT
19 POINT DE FIXATION ARRIÈRE
20 CARÉNAGE D'EMPENNAGE (AVANT)
21 TAB FIXE
22 CARÉNAGES DE PALIERS D'ARTICULATION DE GOUVERNE DE PROFONDEUR

6A/260 6A/239 41A-10000 NIEO NO. 1 CF-473

BOA04001

Figure 4-1 Empennage
Figure 4-1 Empennage

RUDDER

WARNING

The mass balance weight, Part No. 41A-22029, is made of depleted uranium and is a minimal health hazard. When handling the weight or working in the area of the rudder, take care to minimize the time of exposure. The mass balance weight is a definite health hazard if it is machined, reworked or heated to a molten state. Dispose of damaged or unserviceable weights in accordance with C-02-040-003/TP-000 and current supply instructions.

5. The rudder is built up of ribs joined by a wedge-section trailing edge, a flanged channel leading edge, and spar cap angles. Sheet aluminum is used for the skin. The ribs are sheet aluminum flanged to form caps and with flanged lightening holes. A wedge section weight bolted to the leading edge is provided for the static balance of the rudder in conjunction with a mass balance weight of depleted uranium which is secured to the two top nose ribs.

REMOVAL AND INSTALLATION OF RUDDER

6. For removal and installation of rudder, see Figure 4-2.

HORIZONTAL STABILIZER

7. The horizontal stabilizer is of box construction with front, main and rear spars joined by ribs and covered with a sheet aluminum skin. A formed sheet aluminum leading edge is riveted to the front spar caps but does not extend the full length of the spar. This area, located either side of the centreline, is covered by a removable plastic panel. A lug, secured to the front spar on the centreline of the stabilizer, is the forward attachment point. The front spar has a web throughout its full length but the web on the other spars extends to HSS24 (port and starboard) on the main spar and to HSS15 (port and starboard) on the rear spar. Outboard of these stations, the top and

GOUVERNE DE DIRECTION

AVERTISSEMENT

La masse d'équilibrage, pièce n° 41A-22029, est en uranium appauvri et constitue un risque minime pour la santé. Lorsqu'on manipule la masse ou qu'on travaille dans la zone de la gouverne de direction, s'efforcer de réduire la durée d'exposition au minimum. La masse d'équilibrage constitue un risque certain pour la santé si elle est usinée, modifiée ou chauffée et fondue. Les masses abîmées ou hors d'état doivent être éliminées conformément à C-02-040-003/TP-000 et aux instructions d'approvisionnement en vigueur.

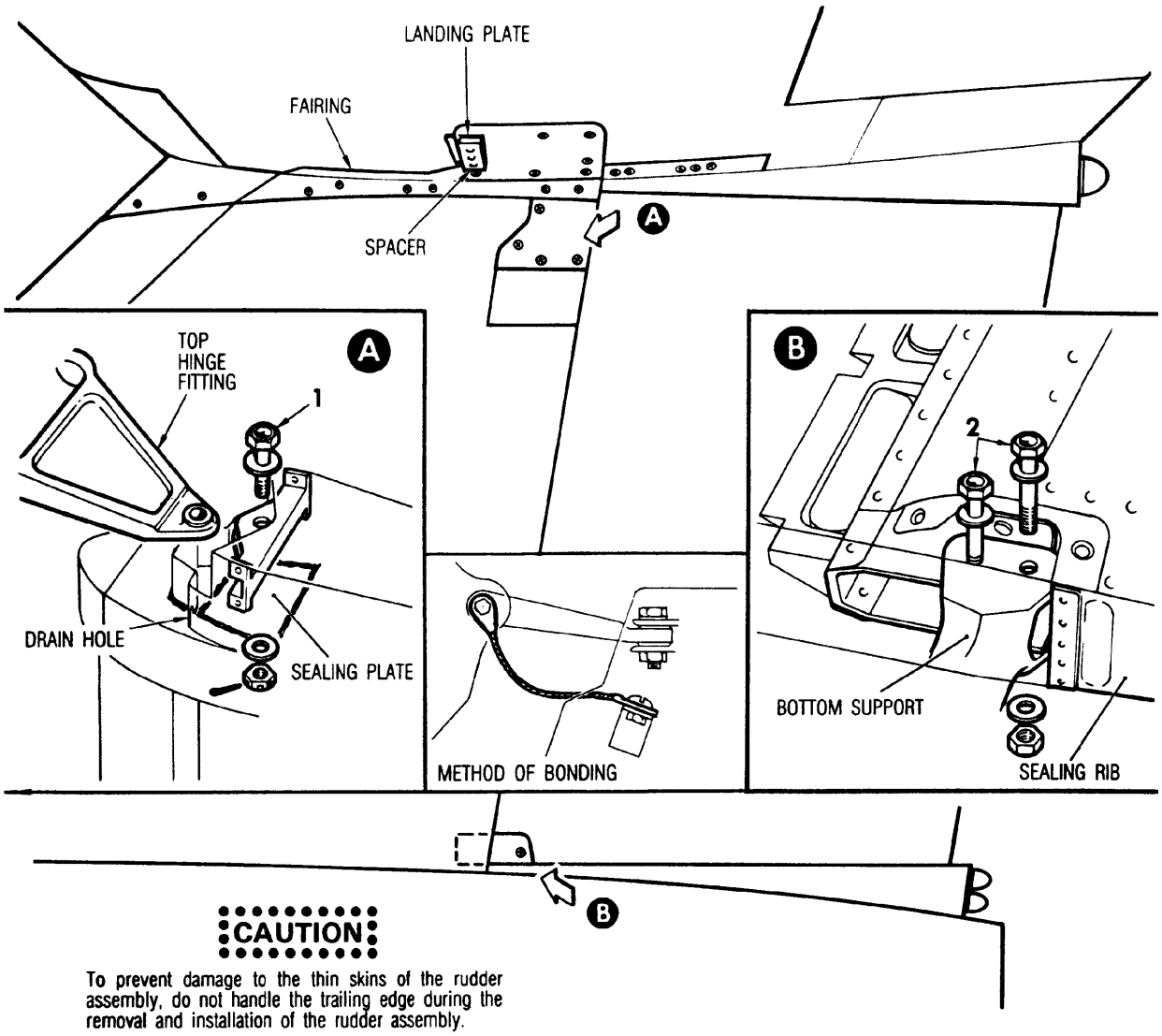
5. La gouverne de direction est constituée de nervures réunies par un bord de fuite en coin, un bord d'attaque profilé à rebord et des cornières qui constituent les semelles du longeron. Le revêtement est composé de tôle d'aluminium. Les nervures, en tôle d'aluminium, ont des rebords formant les semelles et comportent des trous d'allégement à rebord également. Une masse en coin boulonnée au bord de fuite assure l'équilibre statique de la gouverne de direction, de pair avec une masse d'équilibrage en uranium appauvri fixée aux deux nervures de bec supérieures.

DÉPOSE ET POSE DE LA GOUVERNE DE DIRECTION

6. Pour la dépose et la pose de la gouverne de direction, voir figure 4-2.

STABILISATEUR

7. Le stabilisateur a une structure en caisson avec des longerons avant, principal et arrière réunis par des nervures et recouverts d'un revêtement en tôle d'aluminium. Un bord d'attaque en tôle d'aluminium formée est riveté aux semelles du longeron avant, sans toutefois s'étendre sur toute la longueur du longeron. La zone non couverte par le bord d'attaque est située de part et d'autre de l'axe central et est fermée par un panneau en plastique amovible. Une patte, fixée au longeron avant sur l'axe du stabilisateur, constitue le point de fixation avant. Le longeron avant comporte une âme sur toute sa longueur, alors que l'âme des autres longerons



CAUTION

To prevent damage to the thin skins of the rudder assembly, do not handle the trailing edge during the removal and installation of the rudder assembly.

REMOVAL

STEPS

1 Remove access panels 7-1, -3, -4 and -6 (see C-12-114-000/MF-001) and bottom fairing.

2 Disconnect bonding jumper.

3 Remove bolts (2) in bottom support.

4 Remove bolt (1) in top hinge fitting.

5 Withdraw rudder to rear until clear of bottom support.

INSTALLATION

STEPS

1 Position rudder in bottom support and position top hinge fitting in bracket on rudder.

2 Install bolts (2), washers and nuts. Lock nut with cotter pin.

3 Connect bonding jumper.

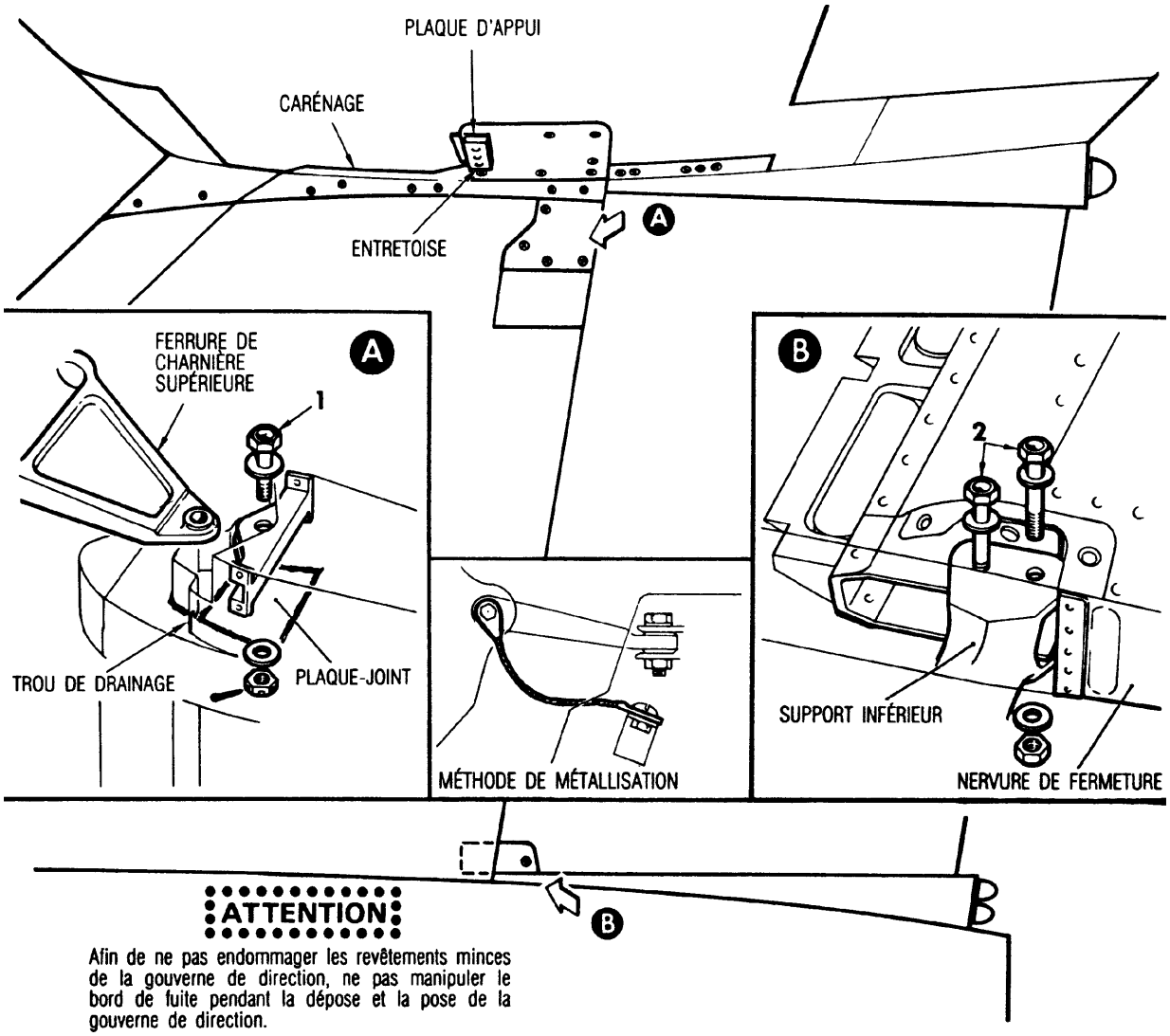
4 Carry out a check of clearances (see Illustration - Rudder Clearances) and a functional check of rudder (see Part 5).

5 Install fairing and access panels.

6A/147

BOA04002

Figure 4-2 Removal and Installation of Rudder



ATTENTION

Afin de ne pas endommager les revêtements minces de la gouverne de direction, ne pas manipuler le bord de fuite pendant la dépose et la pose de la gouverne de direction.

DÉPOSE

ÉTAPES

1 Déposer les panneaux d'accès 7-1, -3, -4 et -6 (voir C-12-114-000/MF-001) et le carénage inférieur.

2 Débrancher le cavalier.

3 Enlever les boulons (2) du support inférieur.

4 Enlever le boulon (1) de la ferrure de charnière supérieure.

5 Tirer la gouverne de direction vers l'arrière jusqu'à ce qu'elle soit dégagée du support inférieur.

POSE

ÉTAPES

1 Positionner la gouverne de direction dans le support inférieur et positionner la ferrure de charnière supérieure dans le support sur la gouverne.

2 Poser les boulons (2), les rondelles et les écrous. Freiner l'écrou avec un goupille fendue.

3 Brancher le cavalier.

4 Effectuer une vérification des dégagements (voir illustration - Dégagement de la gouverne de direction) ainsi qu'une vérification de fonctionnement de la gouverne de direction (voir partie 5).

5 Poser le carénage et les panneaux d'accès.

6A/147

BOA04003

Figure 4-2 Dépose et pose de la gouverne de direction

bottom spar caps are joined by angle strips which are also used to join the top and bottom halves of the ribs.

8. The trailing edge out to HSS12.5 (port and starboard) is secured to the stabilizer structure by hinge pins. Outboard of these stations, the trailing edge is completed by a channel with a curved web conforming to the arc of action of the elevator leading edge. Formed sheet aluminum tips are riveted to the stabilizer outboard rib caps.

ELEVATORS AND TABS

9. The elevators consist of a main spar, a leading edge channel in two separate parts, and a similarly divided trailing edge made up of channel in the region which houses the tabs and of wedge section outboard of the tabs. The aluminum sheeting is riveted to the main and channel spars, but is bonded to the trailing edge and to the honeycomb filler used aft of the main spar.

10. Gear and trim tabs of similar construction, having a channel spar, aluminum honeycomb filling, and piano-type hinge attachments at the leading edge of the lower surface. The upper surface is carried forward of the spar to form the leading edge of the tab.

REMOVAL OF HORIZONTAL STABILIZER

11. Proceed as follows (see Figure 4-3):

a. Remove access panels 7-2, 7-3, 7-4, 8-2 and 8-8 (see C-12-114-000/MF-001) and fairings.

b. Insert rigging pin in lever of elevator control system.

c. Remove fairings by removing screws (1 and 9).

d. Disconnect elevator rod by removing bolt (2).

e. Disconnect electric leads (8) for navigation light and trim actuator at TB234. Support the stabilizer and remove bolts (6 and 7).

s'étend jusqu'à HSS24 (gauche et droite)pour le longeron principal et jusqu'à HSS15 (gauche et droite) pour le longeron arrière. À l'extérieur de ces stations, les semelles de longeron supérieures et inférieures sont réunies par des cornières qui servent également à joindre les moitiés supérieures et inférieures des nervures.

8. Le bord de fuite à l'intérieur de HSS12.5 (gauche et droite) est fixé à la structure du stabilisateur par des axes d'articulation. À l'extérieur de ces stations, le bord de fuite se termine par un profilé à âme courbe épousant la forme de l'arc de déplacement du bord d'attaque de la gouverne de profondeur. Les saumons, en tôle d'aluminium formée, sont rivetés aux semelles extérieures des nervures.

GOUVERNES DE PROFONDEUR ET TABS

9. Les gouvernes de profondeur comprennent un longeron principal, un profilé de bord d'attaque en deux parties séparées, ainsi qu'un bord de fuite, divisé de la même manière, constitué d'un profilé dans la zone abritant les tabs et d'une section en coin à l'extérieur des tabs. Le revêtement d'aluminium est riveté au longeron principal et au longeron en profilé, alors qu'il est collé aux bords de fuite et à l'âme en nida située à l'arrière du longeron principal.

10. Les tabs automatique et commandé, de construction semblable, comprennent un longeron en profilé, une âme en nida d'aluminium et des charnières piano au bord de fuite de l'intrados. L'extrados est prolongé en avant du longeron de façon à former le bord d'attaque du tab.

DÉPOSE DU STABILISATEUR

11. Procéder comme suit (voir figure 4-3) :

a. Déposer les panneaux d'accès 7-2, 7-3, 7-4, 8-2 et 8-8 (voir C-12-114-000/MF-001) et les carénages.

b. Introduire la broche de réglage dans le levier de la chaîne de commande de profondeur.

c. Déposer les carénages en enlevant les vis (1 et 9).

d. Débrancher la tringle de la gouverne de profondeur en enlevant le boulon (2).

e. Débrancher les fils électriques (8) du feu de position et du vérin de tab commandé à TB234. Supporter le stabilisateur et déposer les boulons (6 et 7).

f. Lift stabilizer off the vertical stabilizer with a movement to the rear to clear elevator control rod.

NOTE

Visually inspect the forward "H" link, Part No. 41A-21014, for general condition and any indication of corrosion. Replace as required.

INSTALLATION OF HORIZONTAL STABILIZER

12. Proceed as follows (see Figure 4-3):

a. Position stabilizer to line up attachment bolt holes.

NOTE

Elevator control rod and electrical leads shall be fed through from the vertical stabilizer.

b. Install bolts (6) and (7) with washers under heads.

NOTE

If any slack exists between the bolts and attachment fittings, see C-12-114-000/MN-000.

c. Install laminated shims at front and rear attachment fittings to obtain a maximum gap of 0.127 mm (0.005 in.) (see Details A and B). Remove supports.

d. Install washers and nuts and torque nuts.

e. Connect electrical leads for navigation light and trim actuator at TB234.

f. Connect elevator control rod to link arm by installing bolt (2).

g. Remove rigging pin from elevator system.

h. Carry out a functional check of the elevator (see Part 5) and check navigation light (see C-12-114-0F0/MF-001).

f. Soulever le stabilisateur pour le dégager de la dérive en lui imprimant un mouvement vers l'arrière pour dégager la tringle de commande de profondeur.

NOTA

Inspecter visuellement la liaison en H avant, n° de pièce 41A-21014, pour en vérifier l'état général et s'assurer qu'elle ne présente aucun signe de corrosion. Remplacer au besoin.

POSE DU STABILISATEUR

12. Procéder comme suit (voir figure 4-3) :

a. Positionner le stabilisateur pour qu'il soit aligné avec les trous de boulons de fixation.

NOTA

La tringle de commande et les fils électriques de la gouverne de profondeur, en provenance de la dérive, doivent passer par le stabilisateur.

b. Poser les boulons (6) et (7) et mettre des rondelles sous les têtes.

NOTA

S'il y a un jeu entre les boulons et les ferrures de fixation, voir C-12-114-000/MN-000.

c. Poser des cales laminées aux ferrures de fixation avant et arrière pour avoir un dégagement maximal de 0.127 mm (0.005 po) (voir détails A et B). Enlever les supports.

d. Poser les rondelles et les écrous et serrer les écrous.

e. Brancher les fils électriques du feu de position et du vérin de tab commandé à TB234.

f. Brancher la tringle de commande de profondeur au bras de liaison en posant le boulon (2).

g. Enlever la broche de réglage de la chaîne de commande de profondeur.

h. Effectuer une vérification de fonctionnement de la gouverne de profondeur (voir Partie 5) et vérifier le feu de position (voir C-12-114-0F0/MF-001).

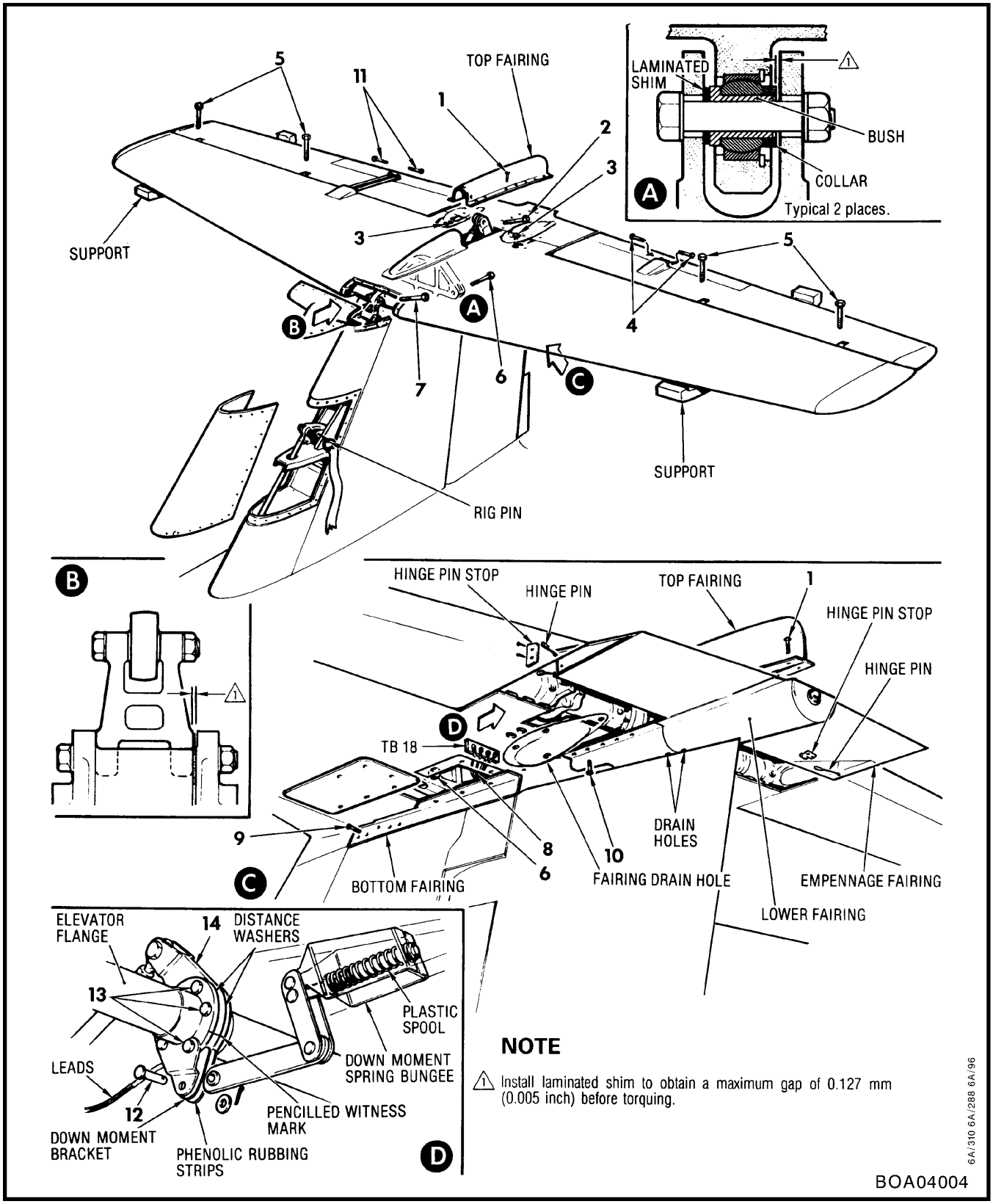


Figure 4-3 Removal and Installation of Horizontal Stabilizer, Elevator and Tabs

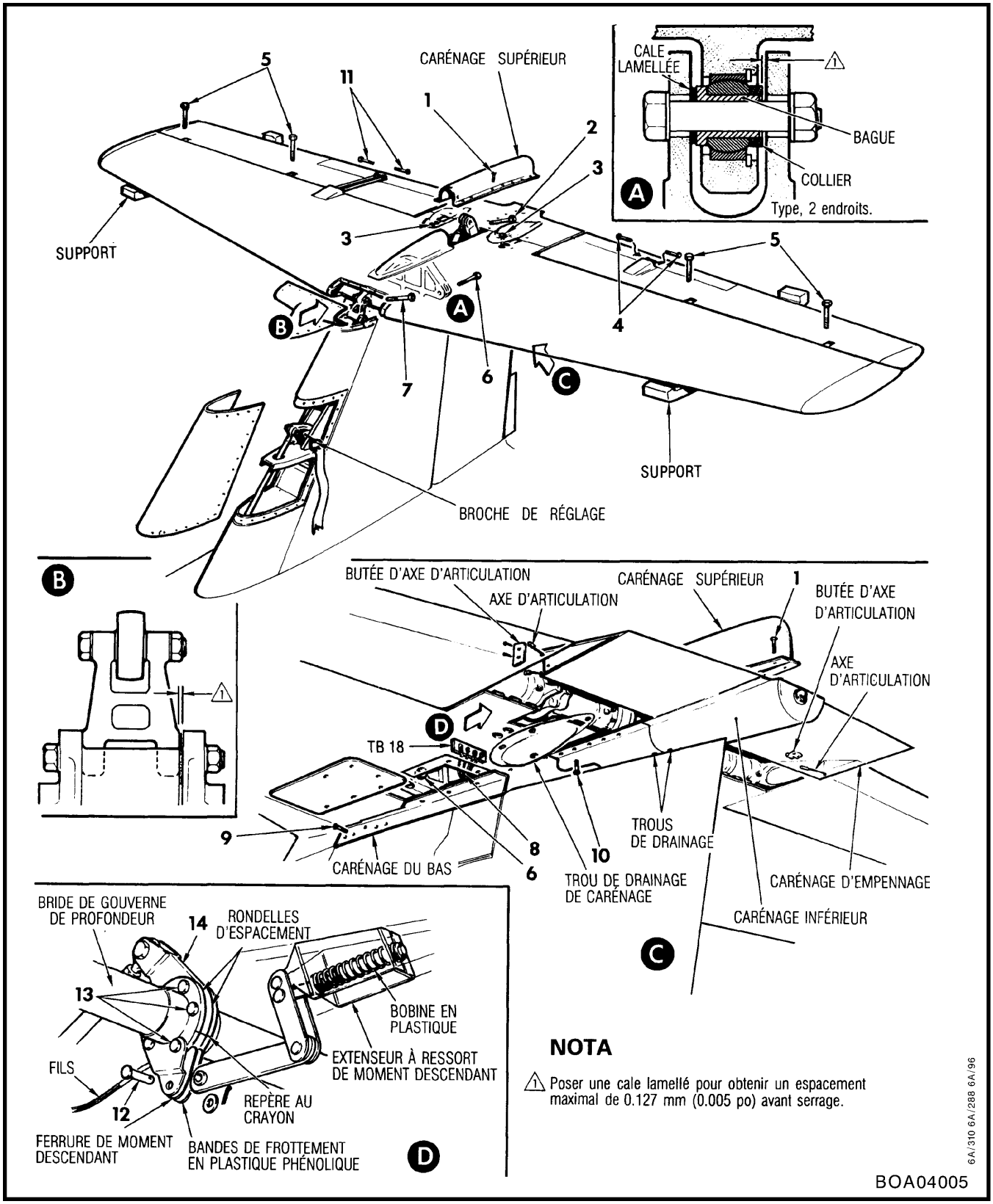


Figure 4-3 Dépose et pose du stabilisateur, de la gouverne de profondeur et des tabs

i. Install access panels and fairings.

NOTE

Check that drainage holes in lower fairings at HSS7 are clear.

REMOVAL OF ELEVATORS

13. Proceed as follows:

a. Remove access panels 7-2 and 8-3, 8-4, 8-5, 8-6 (see C-12-114-000/MF-001).

b. Remove fairing securing screws (1), (9) and (10).

c. Insert rigging pin in lever of elevator control system.

d. Disconnect elevator rod by removing bolt (2).

e. Disconnect electric leads (8) for elevator trim actuator and for navigation light at TB234.

f. Disconnect elevator down moment spring bungee from torque tube lever (14) by removing cotter pin, washer and pin (12). Retain phenolic guide pieces. Remove hinge pins securing empennage fairing and remove fairing by pulling to the rear (see Figure 4-3, Detail B).

g. Remove bolts (3) securing elevator torque shaft bearings and bolts (5) securing elevator hinges. Remove bolts (11) securing gear tab control rods.

h. Pull elevators clear of stabilizer.

INSTALLATION OF ELEVATORS

14. To install a complete elevator, proceed as follows:

a. Position elevator to line up attachment bolt holes of torque shaft bearings and hinge pin fittings.

i. Poser les panneaux d'accès et les carénages.

NOTA

S'assurer que les trous de drainage dans les carénages inférieurs à HSS7 sont dégagés.

DÉPOSE DES GOUVERNES DE PROFONDEUR

13. Procéder comme suit :

a. Déposer les panneaux d'accès 7-2 et 8-3, 8-4, 8-5, 8-6 (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Déposer les vis de fixation du carénage (1), (9) et (10).

c. Introduire la broche de réglage dans le levier de la chaîne de commande de profondeur.

d. Débrancher la tringle de la gouverne de profondeur en enlevant le boulon (2).

e. Débrancher les fils électriques (8) du vérin de tab commandé et du feu de position à TB234.

f. Débrancher le ressort extenseur d'abaissement de la gouverne de profondeur au niveau du levier du tube du couple (14) en enlevant la goupille fendue, la rondelle et la broche (12). Garder les pièces guides en plastique phénolique. Enlever les axes d'articulation retenant le carénage de l'empennage et déposer le carénage en le tirant vers l'arrière (voir figure 4-3, détail B).

g. Enlever les boulons (3) qui retiennent les paliers du tube de couple de la gouverne de profondeur et les boulons (5) qui retiennent les charnières de la gouverne de profondeur. Enlever les boulons (11) qui retiennent les tringles de commande du tab automatique.

h. Tirer les gouvernes de profondeur pour les dégager du stabilisateur.

POSE DES GOUVERNES DE PROFONDEUR

14. Pour poser la gouverne de profondeur en entier, procéder comme suit :

a. Positionner la gouverne de profondeur pour aligner les trous des boulons de fixation des paliers de l'arbre de couple avec les ferrures d'axe d'articulation.

b. Install bolts (3 and 5) port and starboard.

NOTE

If a new half elevator has been installed, locate the elevator by installing bolts (3 and 5) on unchanged side and check alignment of the bolt holes in the torque tube bearing support of the new half elevator. Misalignment will indicate that an incorrect distance washer has been installed between the elevator flange and torque tube lever. If distance washer is too thick, reduce by peeling off 0.051 mm (0.002 in.) layers.

c. Install bolts (11) securing gear tab control rods, and bolts (2) securing elevator rod to lever. Lock the nuts with cotter pins.

d. Install empennage fairing and secure by upper hinge pin. Connect elevator down moment spring and secure pin (12) with washer and cotter pin. Check that trim actuator leads pass between the two phenolic guides.

e. Install lower hinge pins and secure pins by the hinge pin stops. Install top and bottom fairings and secure with screws (1, 9 and 10).

f. Check elevator clearances (see Figure 4-4).

g. Carry out procedures in Paragraph 12, Steps g and h.

h. Install access panels.

b. Poser les boulons (3 et 5) gauche et droit.

NOTA

Si une nouvelle demi-gouverne de profondeur est installée, la mettre en place en posant les boulons (3 et 5) sur le côté non modifié et vérifier l'alignement des trous de boulonnage dans le support du palier du tube de couple de la nouvelle gouverne. Un défaut d'alignement indique que la rondelle d'espacement posée entre la bride de la gouverne de profondeur et le levier de couple n'est pas la bonne. Si la rondelle est trop épaisse, la réduire en retirant des couches de 0.051 mm (0.002 po).

c. Poser les boulons (11) qui retiennent les tringles de commande du tab automatique et les boulons (2) qui fixent la tringle de la gouverne de profondeur au levier. Freiner les écrous avec des goupilles fendues.

d. Poser le carénage de l'empennage et le fixer grâce à l'axe d'articulation supérieure. Brancher le ressort d'abaissement de la gouverne de profondeur et fixer l'axe (12) avec une rondelle et une goupille fendue. S'assurer que les fils du vérin de tab commandé passent entre les deux guides en plastique phénolique.

e. Poser les axes d'articulation inférieure et les fixer au moyen des butées d'axe d'articulation. Poser les carénages inférieur et supérieur et les fixer avec des vis (1, 9 et 10).

f. Vérifier les dégagements de la gouverne de profondeur (voir figure 4-4).

g. Exécuter la marche à suivre décrite au paragraphe 12, étapes g et h.

h. Poser les panneaux d'accès.

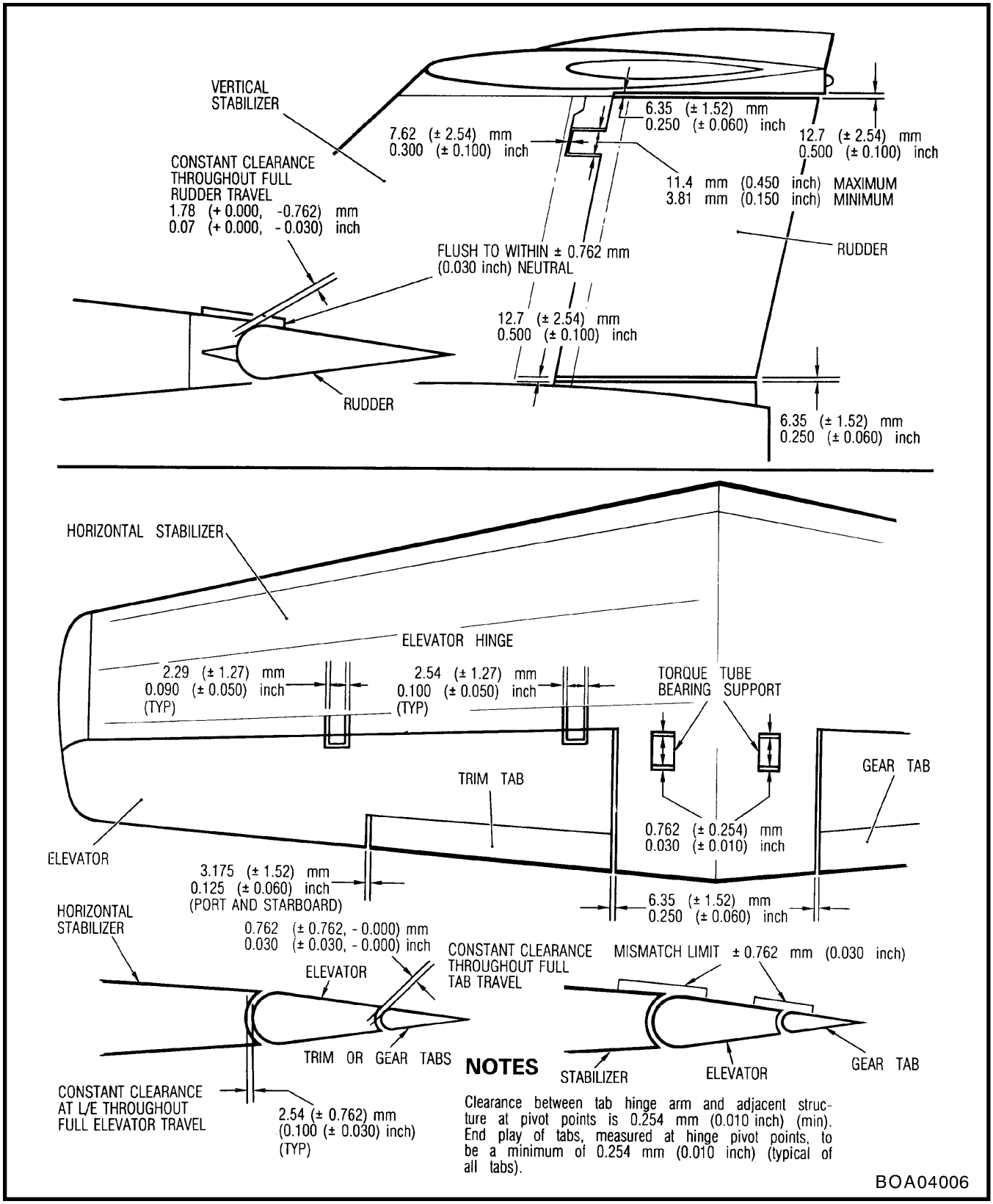


Figure 4-4 Empennage Component Clearances

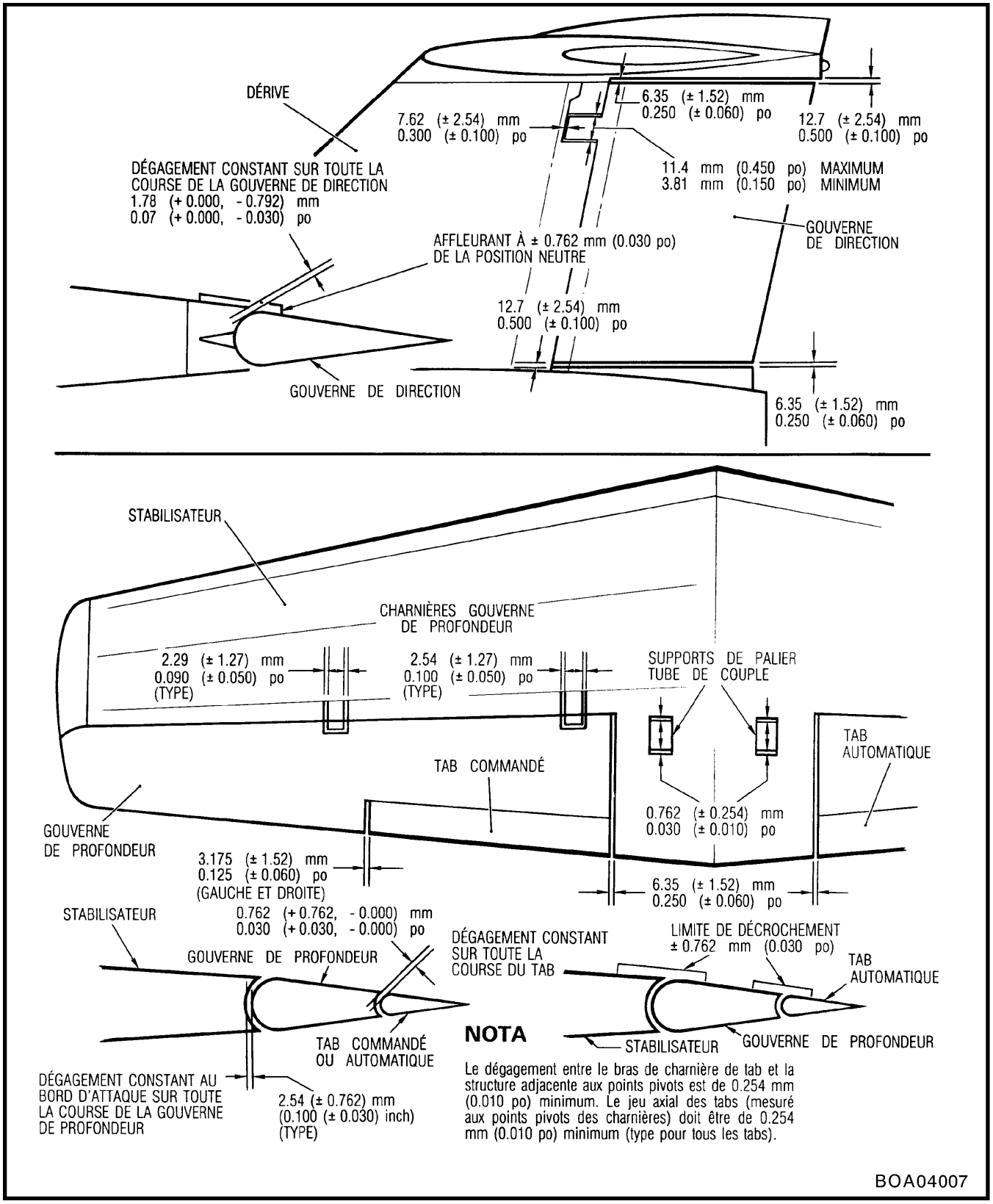


Figure 4-4 Dégagement des éléments de l'empennage

REMOVAL AND INSTALLATION OF PORT OR STARBOARD ELEVATOR

15. To remove the port or starboard elevator, proceed as follows:

a. Remove elevator complete as detailed in Paragraph 13.

NOTE

The serviceable half of the elevator may be left in place on the stabilizer, but this procedure is not recommended.

b. Mark position of serviceable half of elevator in relation to torque tube lever (14) with a grease pencil or equivalent.

CAUTION

Identify and retain the distance washers located between the elevator flanges and the torque tube lever. Measure these distance washers and note their positions and thicknesses.

c. Note position of bonding wires and remove bolts (13) securing elevators to torque tube lever (14). Retain torque tube lever brackets. Pull half elevator clear.

16. To install port or starboard elevator, proceed as follows:

a. Connect port and starboard elevators to torque tube lever (14) by bolts (13), checking that the electric leads emerge from the gap formed by the open ends of the torque tube lever.

NOTE

Distance washers shall be in position between elevator flanges and lever. Use witness marks (see Paragraph 15, Step b) to locate elevator flange and lever. Bonding wires from torque tube bearings shall be under the head and nut of one of bolts (13) (see Paragraph 15, Step c).

DÉPOSE ET POSE DE LA GOUVERNE DE PROFONDEUR GAUCHE OU DROITE

15. Pour déposer la gouverne de profondeur gauche ou droite, procéder comme suit :

a. Déposer la gouverne de profondeur en entier, tel qu'indiqué au paragraphe 13.

NOTA

La moitié utilisable de la gouverne de profondeur peut être laissée en place sur le stabilisateur, mais une telle pratique n'est pas recommandée.

b. Marquer la position de la moitié utilisable de la gouverne de profondeur par rapport au levier du tube de couple (14) avec un crayon gras ou l'équivalent.

ATTENTION

Repérer et retenir les rondelles d'espacement situées entre les brides de la gouverne de profondeur et le levier du tube de couple. Mesurer ces rondelles et noter leur position et leur épaisseur.

c. Noter la position des fils de métallisation et enlever les boulons (13) qui fixent les gouvernes de profondeur au levier du tube de couple (14). Retenir les ferrures du levier du tube de couple. Tirer la demi-gouverne de profondeur pour la dégager.

16. Pour poser la gouverne de profondeur gauche ou droite, procéder comme suit :

a. Raccorder les gouvernes de profondeur gauche et droite au levier du tube de couple (14) au moyen des boulons (13), en s'assurant que les fils électriques dépassent de l'intervalle formé par les extrémités ouvertes du levier du tube de couple.

NOTA

Les rondelles d'espacement doivent être en place entre les brides de gouverne de profondeur et le levier. Utiliser des repères (voir paragraphe 15, étape b) pour positionner les brides et le levier. Les fils de métallisation des paliers du tube de couple doivent se trouver sous la tête et l'écrou d'un des boulons (13) (voir paragraphe 15, étape c).

b. Install torque tube lever brackets on elevator flanges.

c. Install elevator complete as detailed in Paragraph 14.

REMOVAL AND INSTALLATION OF ELEVATOR TABS

17. To remove the elevator tabs, proceed as follows (see Figure 4-3):

a. Remove bolts (4 or 11) securing tab control rods.

b. Lower trailing edge of tab and withdraw hinge pin.

18. To install the tabs, proceed as follows:

a. Line up the two halves of the hinges and install hinge pin.

b. Raise trailing edge of tab and install bolts (4 or 11). Lock nut with cotter pin.

c. Check clearances (see Figure 4-4).

d. Carry out a functional check of the tabs (see Part 5).

b. Poser les ferrures de levier du tube de couple sur les brides de gouverne de profondeur.

c. Poser la gouverne de profondeur, tel qu'indiqué en détail au paragraphe 14.

DÉPOSE ET POSE DES TABS DE GOUVERNE DE PROFONDEUR

17. Pour déposer les tabs de gouverne de profondeur, procéder comme suit (voir figure 4-3) :

a. Déposer les boulons (4 ou 11) qui retiennent les tringles de commande des tabs.

b. Baisser le bord de fuite du tab et retirer l'axe d'articulation.

18. Pour poser les tabs, procéder comme suit :

a. Aligner les deux moitiés des charnières et insérer l'axe d'articulation.

b. Lever le bord de fuite du tab et poser les boulons (4 ou 11). Freiner l'écrou avec une goupille fendue.

c. Vérifier les dégagements (voir figure 4-4).

d. Effectuer une vérification de fonctionnement des tabs (voir Partie 5).

PART 5

FLIGHT CONTROLS

GENERAL

DESCRIPTION

1. The flight control surfaces are the ailerons, the elevators and the rudder, the wing flaps and speed brakes (see Figures 5-1 and 5-2). The primary control surfaces (the ailerons, elevators and rudder) are operated by conventional interconnected dual control columns and rudder pedals. Movements of the cockpit controls are transmitted by push-pull rods, levers, bellcranks and torque tubes to the primary control surfaces. Aileron movement is accomplished by direct force from the cockpit controls to a torque tube within the aileron which connects to a spring servo tab at the inner trailing edge of the ailerons. The ailerons are interconnected by a separate and independent system of push-pull rods, levers and bellcranks. Rudder and elevator movement is accomplished by direct force from the cockpit controls to the control surfaces.

2. The port aileron and elevator are each provided with an electrically operated trim tab. The starboard aileron and elevator are each provided with a gear tab.

3. A hydraulically operated slotted flap is mounted on three fixed external hinges on the inboard trailing edge of each wing. The flaps, which can be selected to three positions, are mechanically interconnected to ensure symmetrical and synchronized operation.

4. A hydraulically operated speed brake is mounted on each side of the rear fuselage. The speed brakes, which are operable throughout the full speed range of the aircraft, are provided with a mechanical lock to retain them in the in position when the hydraulic system is depressurized and the electrical control system is de-energized.

5. A mechanical control lock is provided in the cockpit to lock aileron, rudder and elevator controls in the approximate neutral position.

PARTIE 5

COMMANDES DE VOL

GÉNÉRALITÉS

DESCRIPTION

1. Les gouvernes comprennent les ailerons, les gouvernes de profondeur et la gouverne de direction, les volets et les aérofreins (voir figures 5-1 et 5-2). Les gouvernes primaires, qui comprennent les ailerons, les gouvernes de profondeur et la gouverne de direction, sont commandées par deux manches classiques conjugués et par deux palonniers. Le mouvement des commandes du poste de pilotage est transmis aux gouvernes primaires par l'intermédiaire de tringles à double effet, de leviers, de guignols et de tubes de couple. Le mouvement des ailerons est le résultat d'une force appliquée directement à partir des commandes du poste de pilotage sur un tube de couple situé dans l'aileron et connecté à un servo-tab à ressort sur le bord de fuite intérieur de l'aileron. Les ailerons sont reliés par un dispositif autonome et indépendant de tringles à double effet, de leviers et de guignols. Le mouvement des gouvernes de direction et de profondeur est le résultat d'une force appliquée directement à partir des commandes du poste de pilotage sur les gouvernes.

2. L'aileron et la gouverne de profondeur de gauche sont tous deux équipés d'un tab commandé actionné électriquement. L'aileron et la gouverne de profondeur de droite sont tous deux équipés d'un tab automatique.

3. Un volet à fente actionné hydrauliquement est fixé au bord de fuite intérieur de chaque aile par trois charnières externes fixes. Les volets peuvent être réglés à trois positions. Ils sont reliés par un dispositif mécanique afin d'assurer un fonctionnement synchronisé et symétrique.

4. Un aérofrein actionné hydrauliquement est monté de chaque côté du fuselage arrière. Les aérofreins, utilisables sur toute la plage de vitesse de l'avion, sont munis d'un dispositif de verrouillage mécanique qui les maintient en position rentrée lorsque le circuit hydraulique est dépressurisé et que le circuit électrique de commande est hors tension.

5. Un dispositif de verrouillage commandé mécaniquement, situé dans le poste de pilotage, permet de verrouiller les commandes des ailerons, de la gouverne de direction et de la gouverne de profondeur en position à peu près neutre.

6. The primary control surfaces are statically balanced to prevent flutter and vibration. For balancing of control surfaces, see C-12-114-000/MN-000.

7. The rod-ends in the flight control rods are fitted with sealed self-aligning roller bearings. The bearings are prelubricated and further lubrication is unnecessary.

8. A pre-stall warning system is provided to give the pilots an indication of an approaching stall. A control shaker, activated by a lift transducer, vibrates the LH control column to give the pilots warning when the aircraft is within a predetermined range above the stalling speed.

STANDARD PRACTICES

9. For information on the following subjects, refer to the associated publications listed below:

a. Application of safetying media (refer to C-12-114-000/MF-001).

b. Installation of hydraulic couplings, hoses and lines (refer to C-12-010-040/TR-010, C-12-010-040/TR-011 and C-12-010-040/TR-031).

c. Standard torque values for bolts and nuts (refer to C-12-010-040/TR-005).

d. Anti-corrosion precautions (refer to C-12-010-040/TR-021).

AILERON CONTROL SYSTEM

GENERAL

10. A single hand grip is mounted on the top of each of the two control columns which are mounted side by side in the cockpit. Each control column is supported by a fork bracket which is mounted on a torque shaft below the cockpit floor (see Figure 5-3). The control columns pivot within the fork bracket and are interconnected at their lower end by a push-pull rod which passes through the torque shaft. A short rod connects the LH end of the push-pull rod to a horizontally mounted bellcrank lever at FS 189. Movement of the control columns is transmitted by a push-pull rod routed aft below the cockpit floor from the bellcrank lever to a torque shaft at FS 207, which is in turn connected by a push-pull rod to a lever assembly at FS 261. A shorter push-pull rod connects the lever assembly to a bellcrank lever assembly at FS 285. From the bellcrank lever assembly at FS 285, push-pull rods are routed spanwise, left and right, via

6. Les gouvernes primaires sont équilibrées statiquement de façon à prévenir le battement et les vibrations. Pour l'équilibrage des gouvernes, voir C-12-114-000/MN-000.

7. Les embouts des tringles des commandes de vol sont munis de paliers à rouleaux orientables et étanches. Les paliers sont à graissage permanent; aucun graissage ultérieur n'est nécessaire.

8. Un système d'avertissement de décrochage indique aux pilotes l'imminence d'un décrochage. Un vibreur de manche, actionné par un transducteur de portance fait vibrer le manche gauche pour avertir les pilotes que l'avion vole dans une plage de vitesse prédéterminée au-dessus de la vitesse de décrochage.

MÉTHODES NORMALISÉES

9. Pour plus de renseignements sur les sujets suivants, voir les publications indiquées ci-dessous :

a. Application des dispositifs de sécurité (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Pose des raccords, des tuyaux souples et des conduites rigides du circuit hydraulique (voir C-12-010-040/TR-010, C-12-010-040/TR-011 et C-12-010-040/TR-031).

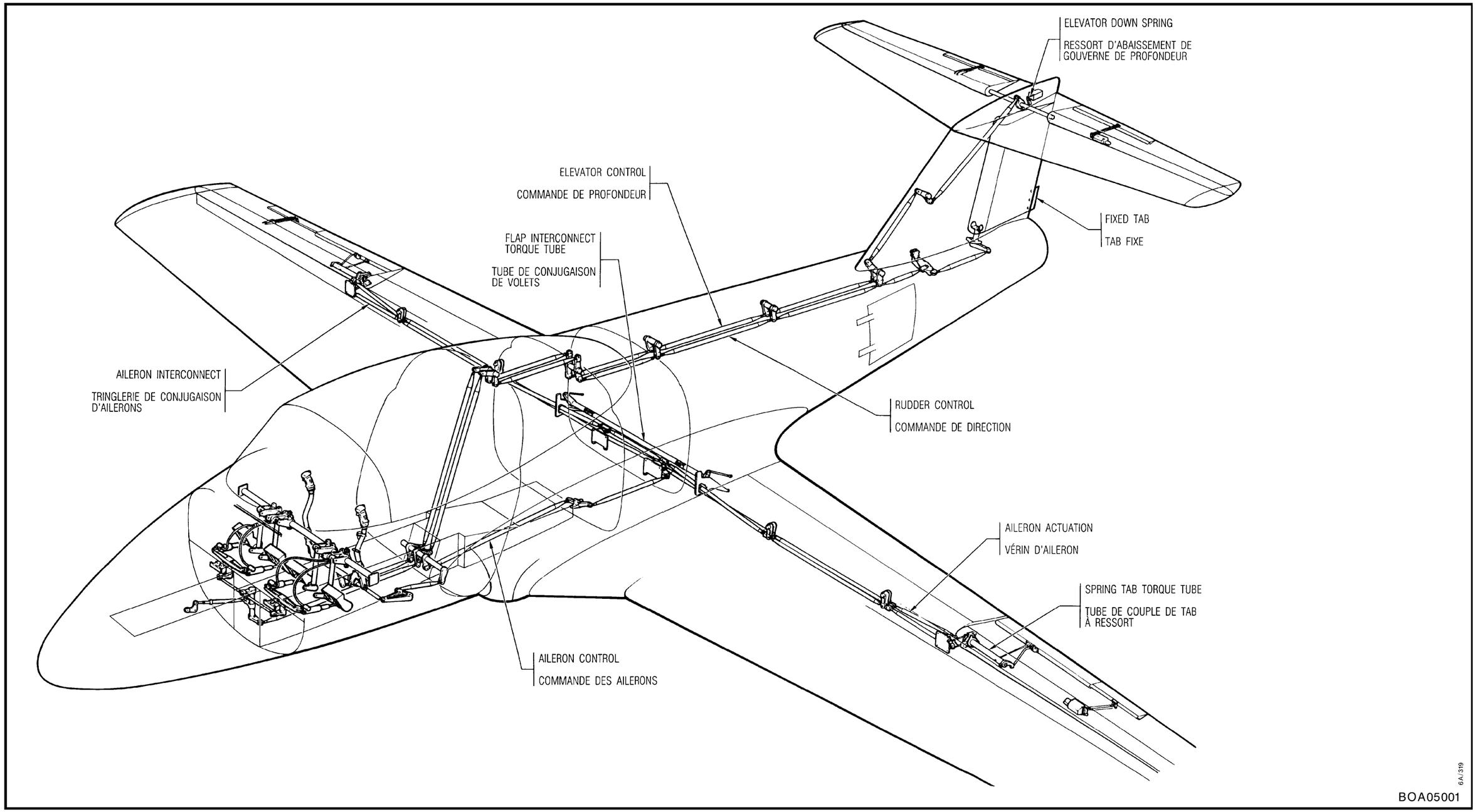
c. Couples de serrage standard pour boulons et écrous (voir C-12-010-040/TR-005).

d. Mesures anticorrosion (voir C-12-010-040/TR-021).

CHAÎNE DE COMMANDE DES AILERONS

GÉNÉRALITÉS

10. Les manches de commande sont situés côte à côte dans le poste de pilotage, et chacun se termine par un poignée unique. Chaque manche pivote dans une chape montée sur un arbre de torsion sous le plancher du poste de pilotage (voir figure 5-3). Les manches sont conjugués à leur extrémité inférieure par une tringle à double effet qui traverse l'arbre de torsion. Une biellette relie l'extrémité gauche de la tringle à double effet à un guignol horizontal à FS 189. Le mouvement des manches est transmis vers l'arrière par l'intermédiaire d'une tringle à double effet passant sous le plancher du poste de pilotage, du guignol à un arbre de torsion situé à FS 207. Cet arbre, à son tour, est relié par une tringle à double effet à un levier à FS 261. Une autre tringle à double effet, plus courte, relie le levier à un guignol à FS 285. De là, des tringles à double effet transversales vont vers la gauche et vers la droite, en passant par des



Flight Control System – Complete Figure 5-1
Commandes de vol – vue d'ensemble Figure 5-1

consecutive idler levers, to a bellcrank lever assembly at each WS 129. A control rod connects the upper lever of the bellcrank assembly to a spring tab torque tube at the inboard end of each aileron.

11. A control rod connects the inboard end of each aileron to the lower lever in each bellcrank assembly at WS 129. Spanwise push-pull rods, interconnected with consecutive idler levers, connect the two lower levers to form the aileron interconnect system.

12. Holes for rigging pins to facilitate adjustment of the aileron control system are provided in the following components:

a. Each control column at the fork bracket.

b. Bellcrank lever at FS 189.

c. Inboard lever at FS 207.

d. Lever assembly at FS 261.

e. LH bellcrank levers at FS 285.

f. Bellcrank levers at port and starboard WS 129.

NOTE

When replacement of LH bellcrank bracket and/or levers at FS 285 are required, it may be necessary to open up and line ream the rigging pin holes to correct size in order to insert the rigging pin.

13. Alignment marks are also provided on the idler levers and structure at WS 105.

14. Adjustable control stops are provided in the aileron control system, one at the lower end of each control column, two at the inboard leading edge of each aileron, and two at the spring servo tab torque tube at the inboard end of each aileron.

SPRING SERVO TAB

15. A spring servo tab is installed at the inboard trailing edge of each aileron, and is provided to give servo action to the aileron. The tab is connected by a push-pull rod to the outboard end of the spring assembly in the aileron. The spring assembly is mounted at each end in bearings and is connected at its inboard end to the aileron controls. A rod spring is also located at the outboard end of the spring assembly. The rod spring passes through the spring

leviers intermédiaires, jusqu'à un guignol à WS 129 surchaque aile. Une tringle de commande relie le bras supérieur du guignol au tube de couple du tab à ressort à l'extrémité intérieure de chaque aileron.

11. Un tringle de commande relie l'extrémité intérieure de chaque aileron au bras inférieur de chaque guignol à WS 129. Des tringles à double effet transversales, reliées par une série de leviers intermédiaires, relient les deux bras inférieurs pour former le dispositif de conjugaison de l'aileron.

12. Les éléments suivants comportent des trous pour les broches de réglage, de façon à faciliter le réglage de la chaîne de commande des ailerons :

a. Chaque manche de commande au niveau de la chape.

b. Le bras de guignol à FS 189.

c. Le levier intérieur à FS 207.

d. Le levier à FS 261.

e. Les leviers de guignol à gauche à FS 285.

f. Les leviers de guignol à gauche et à droite à WS 129.

NOTA

Lorsqu'il faut remplacer la chape ou les leviers du guignol gauche à FS 285, il peut être nécessaire d'agrandir et d'aléser les trous des broches de réglage pour y insérer les broches.

13. Des repères d'alignement sont prévus sur les leviers intermédiaires et sur la structure à WS 105.

14. La chaîne de commande des ailerons comprend une butée réglable à la base de chaque manche, deux au bord d'attaque intérieur de chaque aileron et deux au tube de couple du servo-tab à ressort à l'extrémité intérieure de chaque aileron.

SERVO-TAB À RESSORT

15. Un servo-tab à ressort est monté sur le bord de fuite intérieur de chaque aileron et permet la servocommande de l'aileron. Le tab est relié à l'extrémité extérieure du mécanisme à ressort de l'aileron par une tringle à double effet. Le mécanisme à ressort est monté sur des paliers à chaque extrémité et est relié par son extrémité intérieure à la chaîne de commande de l'aileron. Une tringle àressort est également montée à l'extrémité extérieur du mécanisme à

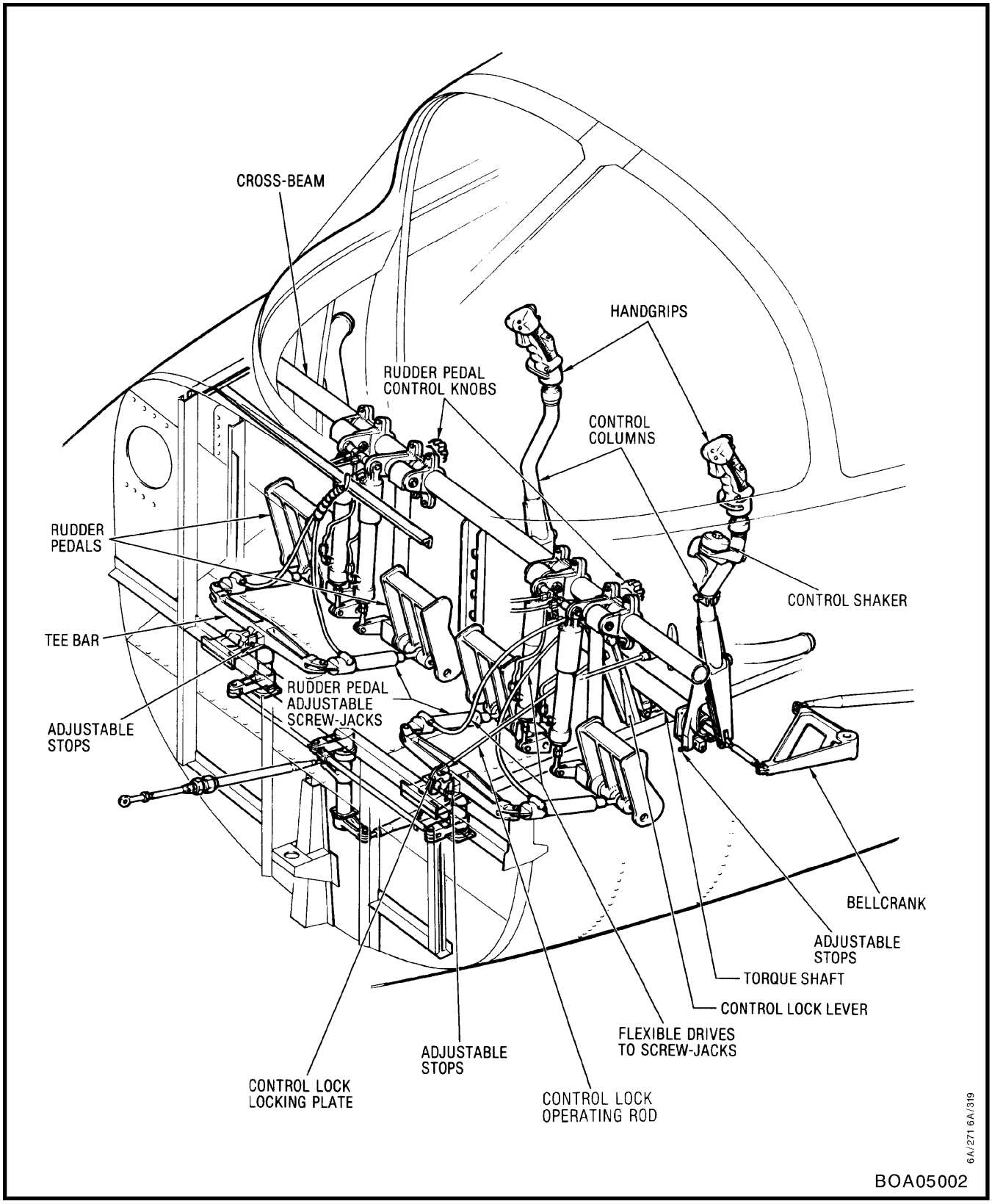


Figure 5-2 Flight Controls – Cockpit Area

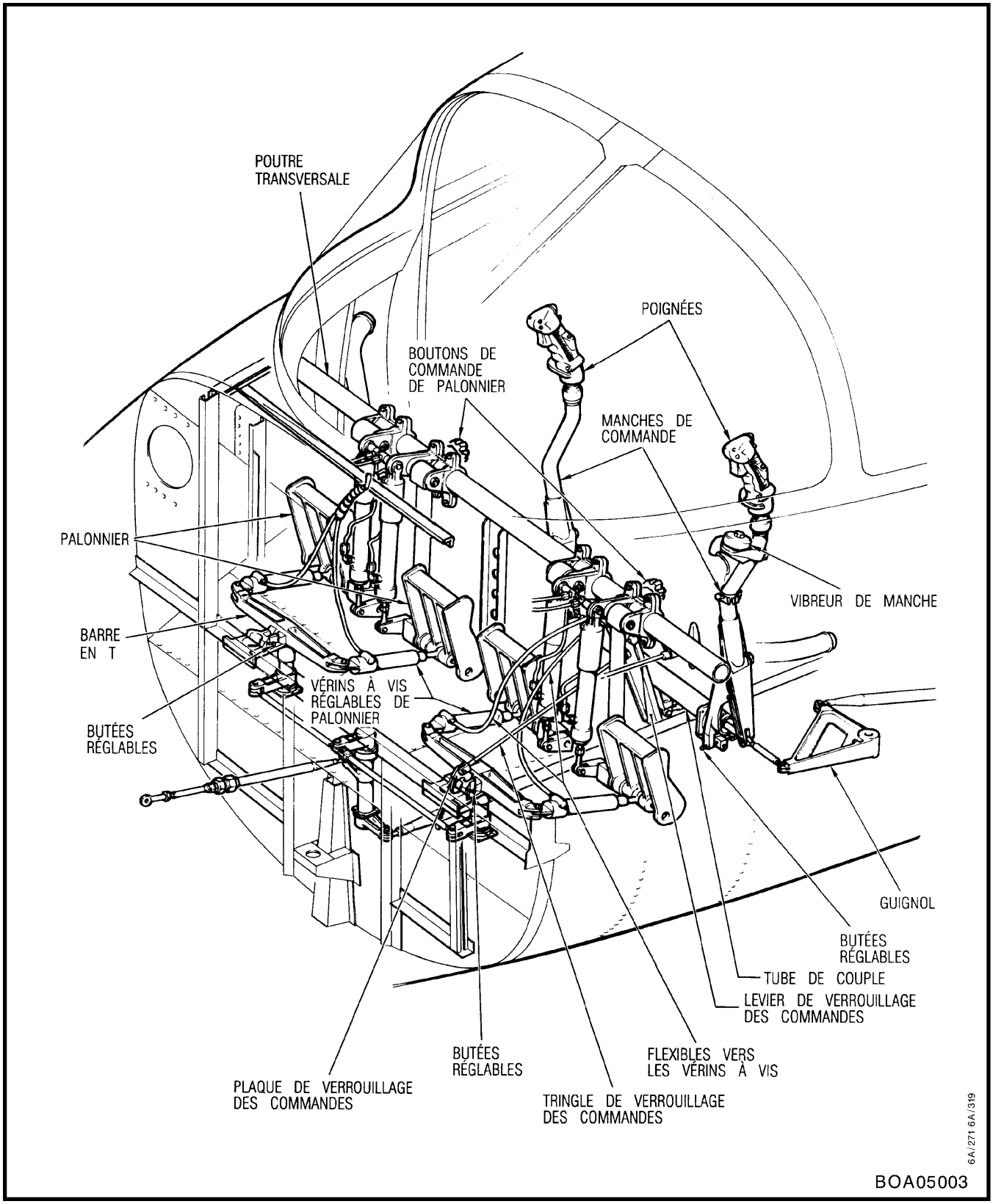


Figure 5-2 Commandes de vol – poste de pilotage

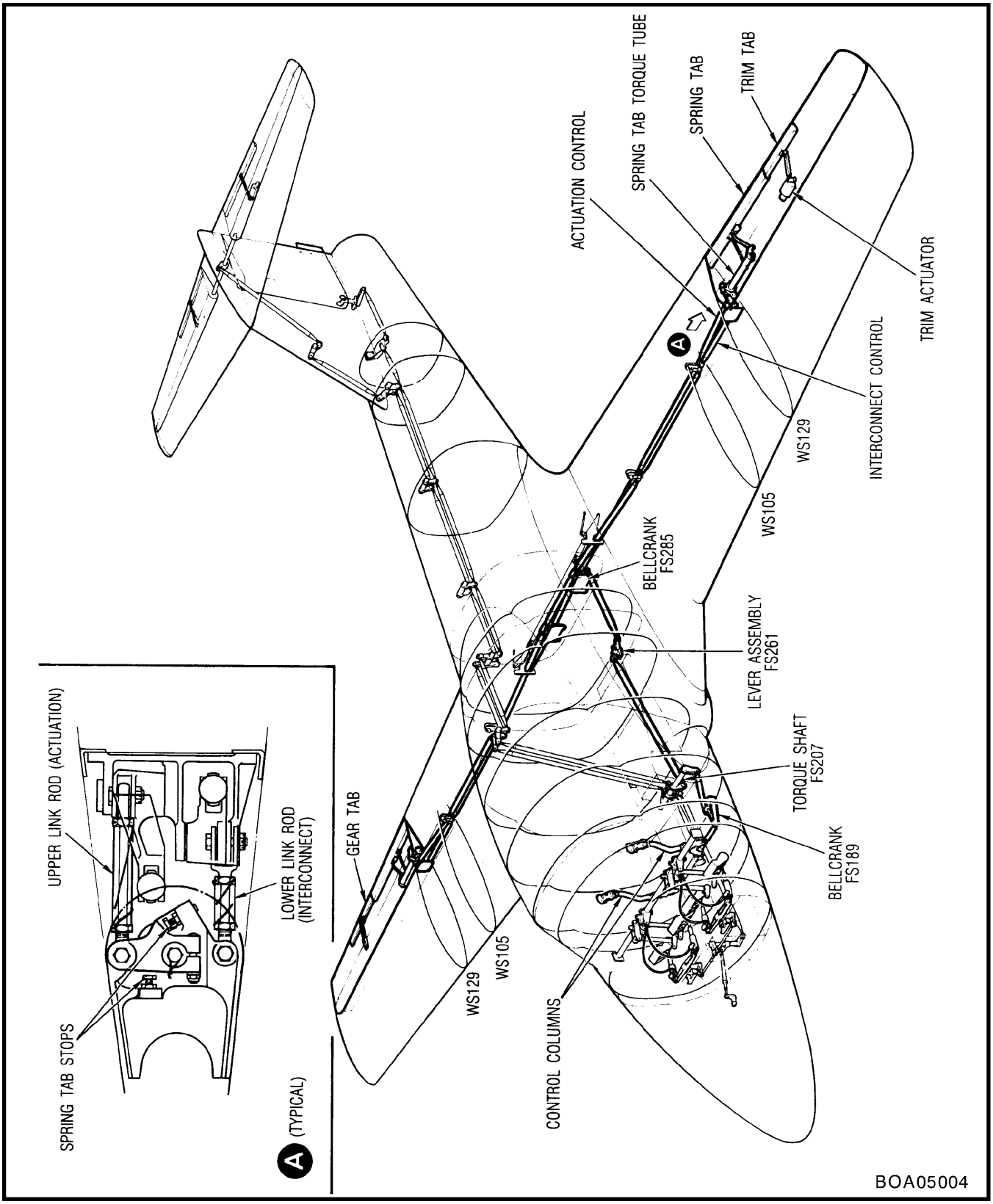


Figure 5-3 Aileron Control System

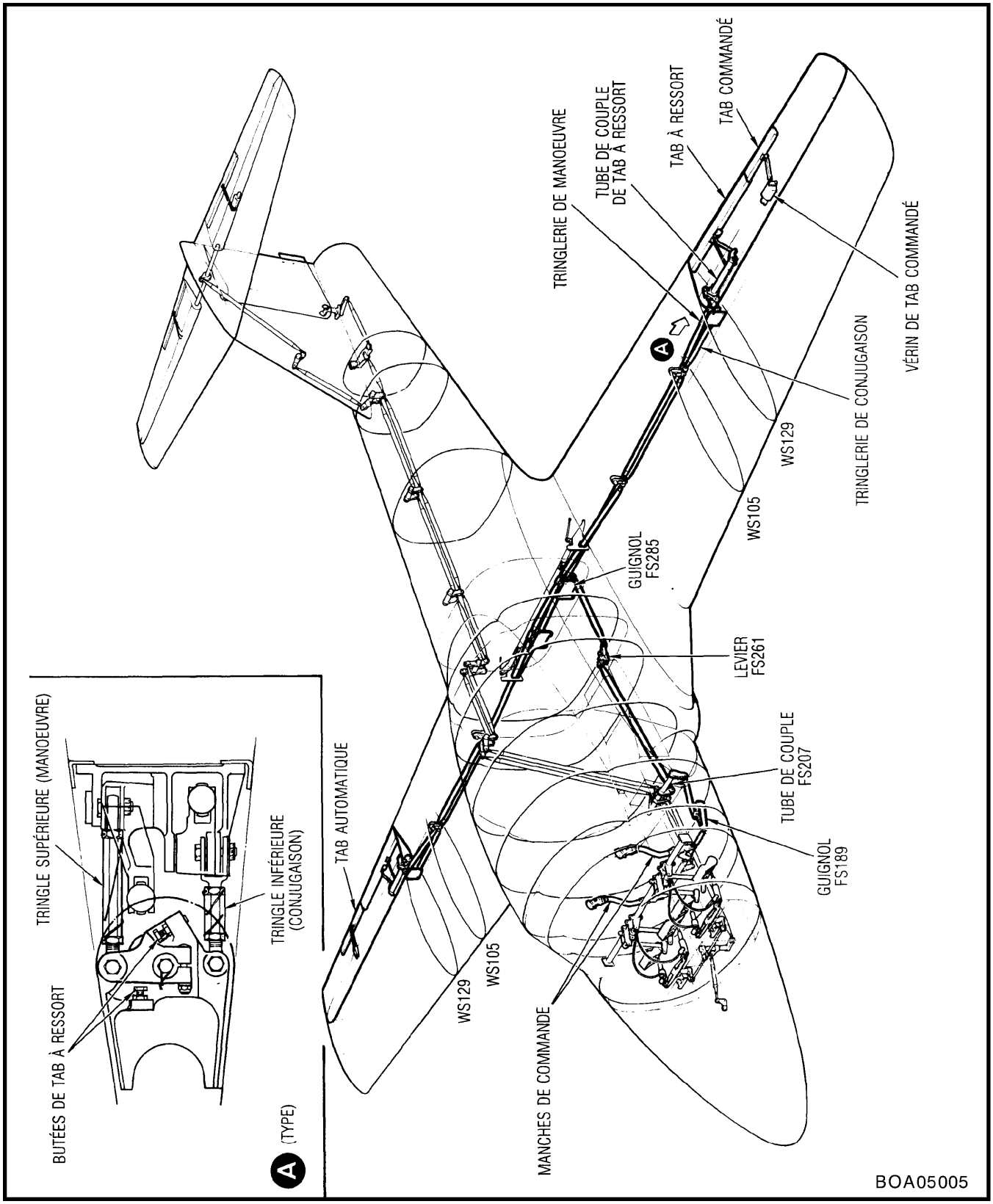


Figure 5-3 Chaîne de commande des ailerons

assembly and is attached to the trailing edge of the aileron, via a Unibal bearing, to give action to the spring assembly.

GEAR SERVO TAB

16. A gear servo tab, which is adjustable on the ground only, is installed on the outboard trailing edge of the starboard aileron. The tab is connected by double adjustable push-pull rods to a bracket mounted on the upper surface of the starboard wing at the trailing edge shroud.

AILERON TRIM

17. An electrically operated trim tab is installed on the outboard trailing edge of the port aileron. The tab is connected by double adjustable push-pull rods to an electrical actuator mounted in the aileron. The tab is controlled electrically by a switch located in the hand grip of each control column and, in the case of a malfunction, by an alternate control switch on the LH console.

REMOVAL AND INSTALLATION OF AILERON AND TABS

18. For the removal and installation of the ailerons and tabs, see Part 3.

REMOVAL AND INSTALLATION OF CONTROL COLUMN

19. For control column removal and installation procedure, see Figure 5-4.

ADJUSTMENT OF AILERON CONTROL SYSTEM

20. Proceed as follows:

a. Disconnect the LH aileron actuation and interconnect control rods from the bellcrank lever assembly at FS 285, and the RH aileron actuation and interconnect control rods from the outboard side of the horizontal idler lever assembly on the right of the bellcrank lever assembly.

NOTE

When adjusting a control rod, ensure that the self-aligning bearing in the rod-end is centralized when the attachment bolt is installed.

ressort. Elle traverse le mécanisme à ressort et est fixée au bord de fuite de l'aileron par un palier Unibal pour permettre le fonctionnement du mécanisme.

SERVO-TAB AUTOMATIQUE

16. Un servo-tab automatique, réglable au sol seulement, est fixé au bord de fuite extérieur de l'aileron droit. Le tab est relié par des tringles à double effet, doubles et réglables, à une ferrure montée sur l'extrados de l'aile droite au carénage du bord de fuite.

TAB COMMANDÉ D'AILERON

17. Un tab commandé actionné électriquement est monté sur le bord de fuite extérieur de l'aileron gauche. Le tab est relié par des tringles à double effet, doubles et réglables, à un vérin électrique monté dans l'aileron. Le tab est commandé électriquement par un commutateur situé sur la poignée de chaque manche et, en cas de défectuosité, par un commutateur de secours sur la console gauche.

DÉPOSE ET POSE DES AILERONS ET DES TABS

18. Pour la dépose et la pose des ailerons et des tabs, voir Partie 3.

DÉPOSE ET POSE DES MANCHES DE COMMANDE

19. Pour la dépose et la pose des manches de commande, voir figure 5-4.

RÉGLAGE DE LA CHAÎNE DE COMMANDE DES AILERONS

20. Procéder comme suit :

a. Déconnecter le vérin de l'aileron gauche ainsi que les tringles de conjugaison à partir du bras de guignol à FS 285, et déconnecter le vérin de l'aileron droit ainsi que les tringles de conjugaison à partir du côté extérieur du levier intermédiaire horizontal situé à droite du bras de guignol.

NOTA

Lors du réglage d'une tringle de commande, s'assurer que le palier orientable dans l'embout de tringle est centré avant de poser le boulon de fixation.

CAUTION

Secure ailerons in neutral position to prevent damage to structure from disconnected control rods.

b. Insert rigging pins (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 3) in each control column bracket, adjusting the inter-connecting control rod as necessary. Secure and lockwire the rod with wire (see Figure 1-2, Item 11).

c. If necessary, adjust the short control link at the LH control column and insert a rigging pin in the bellcrank lever at FS 189. Secure and lockwire the control link with wire (see Figure 1-2, Item 12).

d. Insert a rigging pin in the lever at FS 207, adjusting the control rod from the bellcrank lever as necessary. Secure and lockwire the control rod.

e. Insert a rigging pin in the lever assembly at FS 261, adjusting the control rod from the torque shaft as necessary. Secure and lockwire the control rod.

f. If necessary, adjust the short control rod from the lever assembly and insert a rigging pin in the bellcrank lever at FS 285. Secure and lockwire the control rod.

g. Remove blanking screws and attach a rig board (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 2) to each wing. Using the rig board clamping bar and dowel pin, clamp ailerons in the neutral position.

h. Disconnect the short links, upper and lower, from both ailerons.

i. Check and adjust rods as required between engine bay and WS 129, in order to align marks on idler levers and rear spar at WS 60 and WS 105 (see Figure 5-3A).

j. Adjust actuation and interconnect rods between WS 105 and WS 129 to provide a drop fit for the rig pin through both levers and structure bracket at WS 129.

ATTENTION

Verrouiller les ailerons en position neutre pour éviter que les tringles détachées endommagent la structure.

b. Insérer les broches de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 3) dans la chape de chaque manche et, au besoin, régler la tringle de conjugaison. Fixer la tringle et la freiner au fil (voir figure 1-2, article 11).

c. Au besoin, régler la tringle de commande courte au manche gauche et insérer une broche de réglage dans le bras de guignol à FS 189. Fixer la tringle et la freiner au fil (voir figure 1-2, article 12).

d. Insérer une broche de réglage dans le levier à FS 207 en réglant, au besoin, la tringle de commande au bras de guignol. Fixer la tringle et la freiner au fil.

e. Insérer une broche de réglage dans le levier à FS 261 en réglant, au besoin, la tringle de commande au tube de couple. Fixer la tringle et la freiner au fil.

f. Au besoin, régler la tringle de commande courte au levier et insérer une broche de réglage dans le bras de guignol à FS 285. Fixer la tringle et la freiner au fil.

g. Enlever les vis d'obturation et fixer une plaque de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 2). Bloquer les ailerons en position neutre à l'aide de la barre de calage de la plaque de réglage et d'un ergot.

h. Détacher les tringles courtes, supérieures et inférieures, des deux ailerons.

i. Vérifier et, au besoin, régler les tringles entre le compartiment réacteur et WS 129, afin d'aligner les repères sur les leviers intermédiaires et le longeron arrière à WS 60 et WS 105 (voir figure 5-3A).

j. Régler les tringles de manoeuvre et de conjugaison entre WS 105 et WS 129 pour obtenir un ajustement lâche de la broche de réglage dans les deux leviers et dans la ferrure de structure à WS 129.

CAUTION

Secure ailerons in neutral position to prevent damage to structure from disconnected control rods.

b. Insert rigging pins (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 3) in each control column bracket, adjusting the inter-connecting control rod as necessary. Secure and lockwire the rod with wire (see Figure 1-2, Item 11).

c. If necessary, adjust the short control link at the LH control column and insert a rigging pin in the bellcrank lever at FS 189. Secure and lockwire the control link with wire (see Figure 1-2, Item 12).

d. Insert a rigging pin in the lever at FS 207, adjusting the control rod from the bellcrank lever as necessary. Secure and lockwire the control rod.

e. Insert a rigging pin in the lever assembly at FS 261, adjusting the control rod from the torque shaft as necessary. Secure and lockwire the control rod.

f. If necessary, adjust the short control rod from the lever assembly and insert a rigging pin in the bellcrank lever at FS 285. Secure and lockwire the control rod.

g. Remove blanking screws and attach a rig board (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 2) to each wing. Using the rig board clamping bar and dowel pin, clamp ailerons in the neutral position.

h. Disconnect the short links, upper and lower, from both ailerons.

i. Check and adjust rods as required between engine bay and WS 129, in order to align marks on idler levers and rear spar at WS 60 and WS 105 (see Figure 5-3A).

j. Adjust actuation and interconnect rods between WS 105 and WS 129 to provide a drop fit for the rig pin through both levers and structure bracket at WS 129.

ATTENTION

Verrouiller les ailerons en position neutre pour éviter que les tringles détachées endommagent la structure.

b. Insérer les broches de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 3) dans la chape de chaque manche et, au besoin, régler la tringle de conjugaison. Fixer la tringle et la freiner au fil (voir figure 1-2, article 11).

c. Au besoin, régler la tringle de commande courte au manche gauche et insérer une broche de réglage dans le bras de guignol à FS 189. Fixer la tringle et la freiner au fil (voir figure 1-2, article 12).

d. Insérer une broche de réglage dans le levier à FS 207 en réglant, au besoin, la tringle de commande au bras de guignol. Fixer la tringle et la freiner au fil.

e. Insérer une broche de réglage dans le levier à FS 261 en réglant, au besoin, la tringle de commande au tube de couple. Fixer la tringle et la freiner au fil.

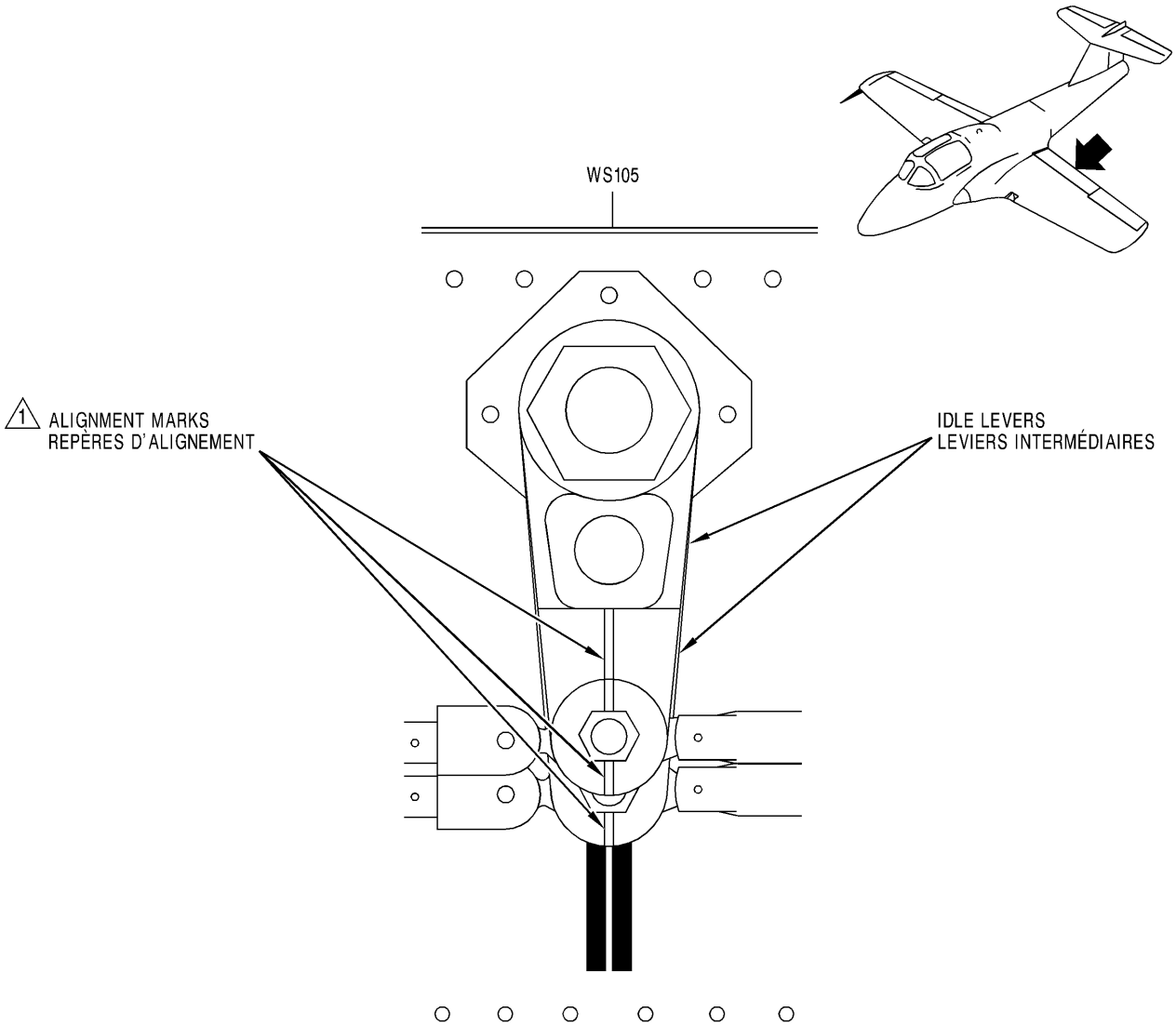
f. Au besoin, régler la tringle de commande courte au levier et insérer une broche de réglage dans le bras de guignol à FS 285. Fixer la tringle et la freiner au fil.

g. Enlever les vis d'obturation et fixer une plaque de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 2). Bloquer les ailerons en position neutre à l'aide de la barre de calage de la plaque de réglage et d'un ergot.

h. Détacher les tringles courtes, supérieures et inférieures, des deux ailerons.

i. Vérifier et, au besoin, régler les tringles entre le compartiment réacteur et WS 129, afin d'aligner les repères sur les leviers intermédiaires et le longeron arrière à WS 60 et WS 105 (voir figure 5-3A).

j. Régler les tringles de manoeuvre et de conjugaison entre WS 105 et WS 129 pour obtenir un ajustement lâche de la broche de réglage dans les deux leviers et dans la ferrure de structure à WS 129.



NOTE

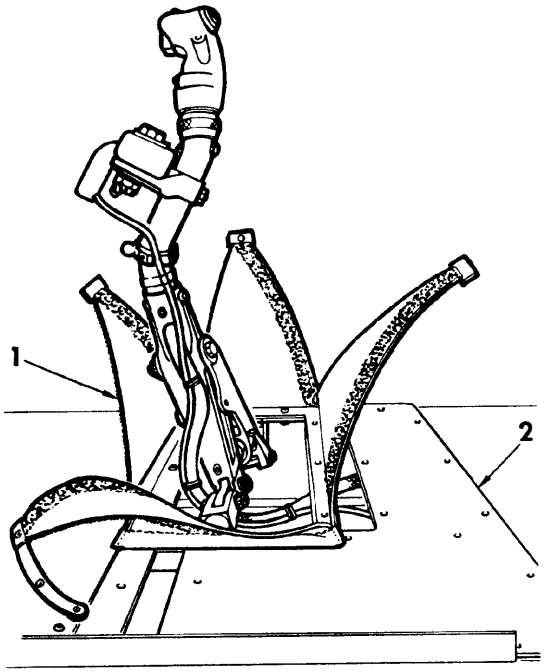
1. Alignment marks may be retouched if worn orfaded. Use black (#17038) and white (#17875) lacquer per MPI 138-14.
2. Idle lever assembly front mounting bracket removed for clarity.

NOTA

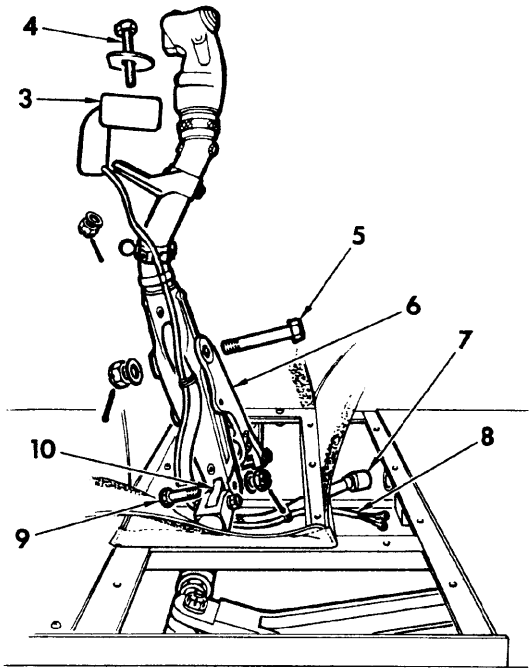
1. On peut retoucher les repères d'alignement s'ils sont usés ou estompés. Utiliser de la laque noire (n° 17038) et de la laque blanche (n° 17875) conformément à la MPI 138-14.
2. Ferrure de fixation avant de l'ensemble de levier intermédiaire déposé pour plus de clarté.

BOA05056

Figure 5-3A Aileron Controls (WS 105) Idle Alignment Marks
Figure 5-3A Repères d'alignement de levier intermédiaire des commandes d'aileron (WS 105)



LEFT CONTROL COLUMN SHOWN WITH FLOOR PANEL PARTIALLY REMOVED



LEFT CONTROL COLUMN SHOWN WITH FLOOR PANEL COMPLETELY REMOVED

REMOVAL

STEPS

1 Remove seat (see Part 7).

2 Release collar on control column boot (1) and open boot.

3 Remove cockpit floor panel (2).

4 Disconnect electrical lead (7).

5 Disconnect electrical lead (8) (left control column only).

6 Remove cotter pin, nut, washer and bolt (9) from lower end of control column.

7 Remove cotter pin, nut, washer and bolt (5) and withdraw control column from aircraft.

8 On left control column only, remove cotter pin, nut, washers and bolt (4) from control shaker (3), release electrical lead (8) from control column and remove shaker.

INSTALLATION

STEPS

1 On left control column only, connect control shaker (3) to control column and install bolt (4), washers, nut and cotter pin. Secure electrical lead (8) to control column and electrical lead (7).

2 Position control column in fork bracket (6) and install bolt (5), washer and nut. Torque nut 75 to 88 N•m (660 to 780 inch-pounds). Install cotter pin.

3 Connect control column to control rod (10) and install bolt (9), washer, nut and cotter pin.

4 Connect electrical lead (7).

5 Connect electrical lead (8) (left control column only).

6 Adjust control column stop (aileron) and check operation of aileron and elevator controls (see text).

7 Check operation of the following:

a Aileron and elevator trim switches (see text).

b Elevator trim isolation switch (see text).

c Nose wheel steering (see Part 6).

d UHF muting switch (see C-12-114-0G0/MF-001).

e Control shaker (if left control column has been removed) (see text).

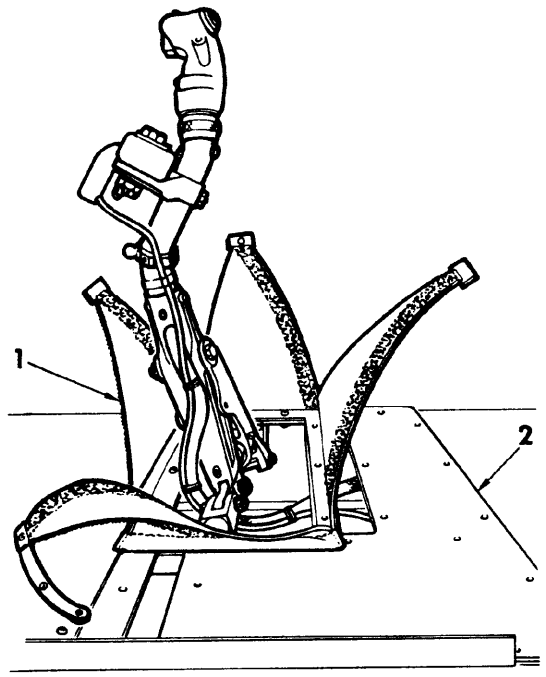
8 Install floor panel (2).

9 Close control column boot (1) and secure boot collar.

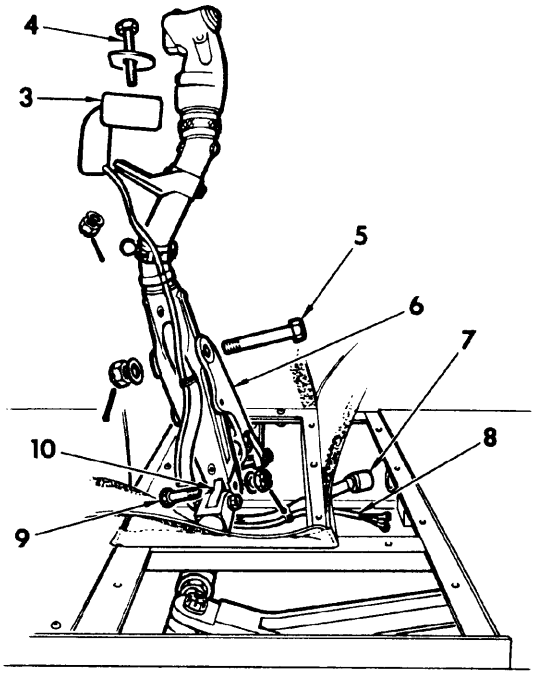
10 Install seat (see Part 7).

BOA05006

Figure 5-4 Removal and Installation of Control Column



MANCHE GAUCHE ILLUSTRÉ AVEC LE PANNEAU DE PLANCHER PARTIELLEMENT DÉPOSÉ



MANCHE GAUCHE ILLUSTRÉ AVEC LE PANNEAU DE PLANCHER COMPLÈTEMENT DÉPOSÉ

DÉPOSE

ÉTAPES

1 Enlever le siège (voir partie 7).

2 Ouvrir le collier sur la gaine du manche (1) et ouvrir la gaine.

3 Déposer le panneau de plancher du poste de pilotage (2).

4 Débrancher le fil électrique (7).

5 Débrancher le fil électrique (8) (manche gauche seulement).

6 Déposer la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (9) à la base du manche.

7 Déposer la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (5) et retirer le manche de l'avion.

8 Sur le manche gauche seulement, déposer la goupille fendue, l'écrou, les rondelles et le boulon (4) du vibreur de manche (3), débrancher le fil électrique (8) au manche et déposer le vibreur.

POSE

ÉTAPES

1 Sur le manche gauche seulement, raccorder le vibreur (3) au manche et poser le boulon (4), les rondelles, l'écrou et la goupille fendue. Brancher le fil électrique (7) au manche et au fil électrique (8).

2 Placer le manche dans la chape (6) et poser le boulon (5), la rondelle et l'écrou. Serrer à un couple de 75 à 88 N•m (660 à 780 lb•po), puis poser la goupille fendue.

3 Raccorder le manche à la tringle de commande (10) et poser le boulon (9), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

4 Brancher le fil électrique (7).

5 Brancher le fil électrique (8) (manche gauche seulement).

6 Régler la butée du manche (aileron) et vérifier le fonctionnement des commandes des ailerons et de la gouverne de profondeur (voir texte).

7 Vérifier le fonctionnement des éléments suivants :

a Boutons de compensation des ailerons et de la gouverne de profondeur (voir texte).

b Poussoir d'isolement de compensation de la gouverne de profondeur (voir texte).

c Orientation du train avant (voir partie 6).

d Poussoir de silencieux UHF (voir C-12-114-0G0/MF-001).

e Vibreur (si le manche gauche a été déposé) (voir texte).

8 Poser le panneau de plancher (2).

9 Fermer la gaine du manche (1) et serrer le collier.

10 Poser le siège (voir partie 7).

6A/271 41A-90151B4 41A-90158

BOA05007

Figure 5-4 Dépose et pose des manches de commande

k. With ailerons clamped in neutral and actuation short link disconnected, check that spring tabs are in the neutral position. If necessary, adjust the spring tab operating rods inside the aileron to obtain the neutral position. Secure and lockwire the operating rod.

NOTE

Spring tab is in neutral when tab lower skin surface can be seen in the centre AIL TAB sighting hole in rig board with aileron in neutral.

l. Adjust as required and connect the interconnect (lower) link to aileron.

m. Remove rig pin from levers at WS 129. (Leave rig pin installed through levers at FS 285.) Remove clamping bar from aileron and apply a light upward load 8.9 newtons (2 lb) to trailing edge of gear tab (RH) or trim tab (LH) to take up backlash. Check that aileron lower skin is still within rig board sighting hole. Make further adjustments to interconnect short link as required to bring lower skin within sighting hole.

n. With light upward load still applied to tab trailing edge, adjust actuation (upper) link so that attachment bolt fits freely.

o. Install all washers, nuts and cotter pins. Secure and lockwire rod eye-ends.

p. Swing the clamping bar on the rig boards clear of the ailerons. Remove all rigging pins from the aileron control system and back off all the aileron control stops.

k. Les ailerons étant bloqués en position neutre et la tringle de manoeuvre courte étant détachée, vérifier que les tabs à ressort sont en position neutre. Régler les tringles de commande du tab à l'intérieur de l'aileron, au besoin, pour obtenir la position neutre. Fixer la tringle de commande et la freiner au fil.

NOTA

Le tab à ressort est en position neutre lorsque son revêtement d'intrados est visible par le trou d'inspection central AIL TAB situé sur la plaque de réglage, avec l'aileron en position neutre.

l. Régler, au besoin, la tringle de conjugaison (inférieure) et la connecter à l'aileron.

m. Retirer la broche de réglage des leviers à WS 129. (Laisser la broche de réglage dans les leviers à FS 285.) Retirer la barre de calage de l'aileron et exercer une légère pression vers le haut, égale à 8.9 newtons (2 lb), au bord de fuite du tab automatique (côté droit) ou du tab commandé (côté gauche) pour rattraper le jeu. Vérifier si le revêtement d'intrados de l'aileron se trouve toujours vis-à-vis du trou d'inspection de la plaque de réglage. Faire les réglages nécessaires à la tringle de conjugaison courte pour amener le revêtement d'intrados vis-à-vis du trou d'inspection.

n. Tout en maintenant une légère pression vers le haut sur le bord de fuite du tab, régler la tringle de manoeuvre (supérieure) de sorte que le boulon de fixation ait un ajustement libre.

o. Poser toutes les rondelles, les écrous et les goupilles fendues. Fixer les embouts de tringle à oeil et les freiner au fil.

p. Faire pivoter les barres de calage sur les plaques de réglage pour les dégager des ailerons. Retirer toutes les broches de réglage de la chaîne de commande des ailerons et repousser toutes les butées de commande des ailerons.

q. Operate the controls and check that the movement is smooth and free in both directions. Check that there is a minimum working clearance of 2.27 mm (0.090 in.) between levers, bellcranks, control rods and the adjacent structure throughout the full range of travel for aileron and spring tab, except as follows:

(1) Minimum clearance of 3.175 mm (0.125 in.) between aileron, aileron interconnect rods, bellcranks and rear spar ribs in both wings.

(2) Minimum clearance of 1.78 mm (0.070 in.) between bellcrank and structure at FS 260.

(3) Minimum clearance of 2.54 mm (0.100 in.) between control rods and engine bay access door.

(4) Minimum clearance of 3.175 mm (0.125 in.) between control rods and fuselage cutouts in the engine compartment.

NOTE

For clearances at the control surfaces, see Part 3.

r. Move either control column to the right until the port aileron has moved down to the AIL 16° sighting hole in the LH rig board, and the starboard aileron up to the AIL 16° sighting hole in the RH rig board. Adjust the aileron stops at the leading edge of the ailerons to make contact at this position. Secure and lockwire the stops.

NOTE

The lower skin surface of each aileron shall be seen in the sighting holes.

s. Repeat Step r, moving the control column to the left and using the appropriate sighting holes in the rig boards.

q. Manoeuvrer les commandes et s'assurer que le mouvement est régulier et sans entrave dans les deux sens. S'assurer qu'il y a un dégagement minimal de 2.27 mm (0.090 po) entre les leviers, les guignols, les tringles de commande et la structure adjacente sur toute la course de l'aileron et du tab à ressort, sauf dans les cas suivants :

(1) Dégagement minimal de 3.175 mm (0.125 po) entre l'aileron, les tringles de conjugaison d'aileron, les guignols et les nervures du longeron arrière dans chaque aile.

(2) Dégagement minimal de 1.78 mm (0.070 po) entre le guignol et la structure à FS 260.

(3) Dégagement minimal de 2.54 mm (0.100 po) entre les tringles de commande et la trappe d'accès du compartiment réacteur.

(4) Dégagement minimal de 3.175 mm (0.125 po) entre les tringles de commande et les découpes du fuselage dans le compartiment réacteur.

NOTA

Pour les dégagements aux gouvernes, voir Partie 3.

r. Manoeuvrer l'un ou l'autre des manches vers la droite jusqu'à ce que l'aileron gauche soit descendu au trou d'inspection AIL 16° sur la plaque de réglage gauche et que l'aileron droit soit monté jusqu'au trou d'inspection AIL 16° sur la plaque de réglage droite. Régler les butées d'aileron au bord de fuite des ailerons pour qu'il y ait contact dans cette position. Fixer les butées et les freiner au fil.

NOTA

La surface du revêtement d'intrados de chaque aileron doit être visible par les trous d'inspection.

s. Répéter l'étape r en manoeuvrant le manche vers la gauche et en utilisant les trous d'inspection appropriés sur les plaques de réglage.

t. Lock both ailerons in neutral using clamping bar and dowel pin on rig boards. Move either control column to the left, against the spring tab torsion load, until the port spring tab down stop is contacted. Check that the starboard spring tab up stop is adjusted to contact at the same time. Adjust both stops to position the port spring tab down to the lower AIL TAB sighting hole, in the LH rig board, and the starboard spring tab up to the upper AIL TAB sighting hole in the RH rig board. Secure the stops.

NOTE

The lower skin surface of each spring tab shall be seen in the sighting holes.

u. Repeat Step t, with control column moved to the right. Check that port spring tab moves up and starboard spring tab down. Adjust both spring tab stops to contact at the same time and position the spring tabs to the appropriate AIL TAB sighting holes. Swing clamping bars clear of both ailerons.

v. Move LH control column to the right until aileron spring tab stop makes contact. Adjust the RH control column control relative cockpit stop to give a clearance of 0.508 to 0.762 mm (0.020 to 0.030 inch). Secure and lockwire the stop (see Figure 1-2, Item 12). Check that aileron travel meets the requirements of Step r and that clearances conform to Step q.

w. Repeat Step v, using the RH control column and moving it to the left and adjusting the stop on the LH control column.

x. Check all disturbed items for locking and safety.

y. Carry out a functional check of the aileron controls (see Paragraph 21).

t. Bloquer les deux ailerons en position neutre à l'aide de la barre de calage et de l'ergot sur les plaques de réglage. Manoeuvrer l'un ou l'autre des manches vers la gauche en s'opposant à la résistance en torsion du tab à ressort jusqu'à ce que la butée inférieure du tab à ressort gauche soit atteinte. S'assurer que la butée supérieure du tab à ressort droit est réglée pour entrer en contact au même moment. Régler les deux butées pourplacer le tab à ressort gauche vis-à-vis du trou d'inspection inférieur AIL TAB, sur la plaque de réglage gauche, et le tab à ressort droit vis-à-vis du trou d'inspection supérieur AIL TAB sur la plaque de réglage droite. Fixer les butées.

NOTA

La surface du revêtement d'intrados de chaque tab à ressort doit être visible par les trous d'inspection.

u. Répéter l'étape t en déplaçant le manche vers la droite. S'assurer que le tab à ressort de gauche monte et que celui de droite descend. Régler les deux butées de tab à ressort pour qu'elles entrent en contact au même moment et placer les tabs à ressort vis-à-vis des trous d'inspection AIL TAB appropriés. Faire pivoter les barres de calage pour les dégager des deux ailerons.

v. Déplacer le manche de gauche vers la droite jusqu'à ce que la butée du tab à ressort de l'aileron fasse contact. Régler la butée de poste de pilotage relative au manche de droite pour obtenir un dégagement de 0.508 à 0.762 mm (0.020 à 0.030 po). Fixer la butée et la freiner au fil (voir figure 1-2, article 12). Vérifier que le débattement de l'aileron satisfait aux exigences énoncées à l'étape r et que les dégagements sont conformes aux valeurs données à l'étape q.

w. Répéter l'étape v en déplaçant le manche de droite vers la gauche et en réglant la butée sur le manche de gauche.

x. Vérifier le verrouillage et le freinage de toutes les pièces qui ont été touchées.

y. Effectuer une vérification de fonctionnement des commandes des ailerons (voir paragraphe 21).

FUNCTIONAL CHECK OF AILERON CONTROLS

21. To perform a functional check of the aileron controls, proceed as follows:

a. Operate each control column from stop to stop and check that the movement is smooth and free in both directions.

b. Check the ailerons and spring servo tabs for full travel as shown by the appropriate sighting holes in the rig boards.

NOTE

Ensure that stops are fully contacted and that the lower skin surfaces can be seen in the sighting holes. Ailerons shall be clamped in neutral when checking travel of spring tabs.

c. Remove rig boards.

d. Using kit (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 70), clamp both ailerons and spring servo tabs to the flaps in approximately the neutral position. Load up the cockpit control to the breakout force level. Reverse the direction and apply load to breakout force level. Determine the displacement datum. Using the control clamp in kit, check that the backlash in the system, as measured at either control column, does not exceed 3.175 mm (1/8 in.).

e. Remove the clamps from both spring tabs and, with ailerons still clamped to the flaps, check that the backlash at the spring tabs trailing edge does not exceed 1.59 mm (1/16 in.).

f. Remove clamps.

g. Using a force indicator, check the aileron control system friction loads (see Figure 5-5).

ADJUSTMENT OF AILERON GEAR TAB

22. To adjust the aileron gear tab, proceed as follows:

a. Secure the ailerons in the neutral position.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DES COMMANDES DES AILERONS

21. Pour effectuer une vérification de fonctionnement des commandes des ailerons, procéder comme suit :

a. Manoeuvrer chaque manche d'une butée à l'autre et vérifier que le mouvement est régulier et sans entrave dans les deux sens.

b. S'assurer que le débattement des ailerons et des servo-tabs à ressort s'effectue complètement grâce aux trous d'inspection appropriés sur les plaques de réglage.

NOTA

S'assurer que les butées sont bien en contact et que les surfaces du revêtement d'intrados sont visibles par les trous d'inspection. Les ailerons doivent être bloqués en position neutre lorsqu'on vérifie le débattement des tabs à ressort.

c. Déposer les plaques de réglage.

d. À l'aide du nécessaire (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 70), verrouiller les deux ailerons et les servo-tabs à ressort aux volets en position à peu près neutre. Pousser sur la commande du poste de pilotage jusqu'à la force d'arrachement. Inverser le sens et pousser de nouveau jusqu'à la force d'arrachement. Déterminer la valeur du déplacement. À l'aide de la bride de contrôle dans le nécessaire, vérifier que le jeu dans le système, mesuré à partir d'un manche ou de l'autre, ne dépasse pas 3.175 mm (1/8 po).

e. Enlever les brides des deux tabs à ressort et, les ailerons étant toujours verrouillés aux volets, vérifier que le jeu au bord de fuite des tabs à ressort ne dépasse pas 1.59 mm (1/16 po).

f. Enlever les brides.

g. À l'aide d'un dynamomètre, vérifier les charges de frottement s'appliquant sur le système de commande des ailerons (voir figure 5-5).

RÉGLAGE DU TAB AUTOMATIQUE D'AILERON

22. Pour régler le tab automatique d'aileron, procéder comme suit :

a. Verrouiller les ailerons en position neutre.

b. Disconnect one tab rod from the tab at the wing bracket. Adjust the other tab rod to position the tab in the neutral position. Secure and lockwire the rod-ends with wire (see Figure 1-2, Item 12).

NOTE

Gear tab is in neutral when trailing edge of tab is in line with trailing edge of aileron (±0.794 mm [±1/32 in.]).

c. Adjust the disconnected tab rod until the attachment bolt can be easily installed in both rod-end and wing bracket. Install washer, nut and cotter pin on bolt. Secure and lockwire the rod-ends with wire (Item 12).

d. Clamp the aileron to the flap and check that the backlash at the trailing edge of the tab does not exceed 1.59 mm (1/16 in.).

e. Remove the clamp and release the ailerons.

f. Operate either control column from stop to stop and check the gear tab for full travel when the stops are contacted (see Figure 5-6).

g. Check that all disturbed items are safetied and locked.

h. If lateral stability cannot be maintained, proceed as follows:

(1) Adjust aileron gear tab to half of necessary trim tab adjustment, up to 6.35 mm (1/4 in.), or 3 degrees.

(2) If maximum allowable trim and gear tab adjustments are insufficient to correct lateral stability, carry out an incidence check as described in C-12-114-000/MN-000.

b. Détacher une tringle du tab au niveau de la ferrure de l'aile. Régler l'autre tringle de tab pour placer le tab en position neutre. Fixer les embouts de tringle et les freiner au fil (voir figure 1-2, article 12).

NOTA

Le tab automatique est en position neutre lorsque le bord de fuite du tab est aligné avec le bord de fuite de l'aileron (±0.794 mm [±1/32 po]).

c. Régler la tringle détachée du tab jusqu'à ce que le boulon de fixation puisse être facilement posé dans l'embout de tringle et dans la ferrure de l'aile. Poser la rondelle, l'écrou et la goupille fendue sur le boulon. Serrer les embouts de tringle et les freiner au fil (article 12).

d. Verrouiller l'aileron au volet et vérifier que le jeu au bord de fuite du tab ne dépasse pas 1.59 mm (1/16 po).

e. Enlever la bride et dégager les ailerons.

f. Manoeuvrer l'un ou l'autre des manches d'une butée à l'autre et vérifier que le tab automatique est au plein débattement lorsque les butées sont en contact (voir figure 5-6).

g. Vérifier le verrouillage et le freinage de toutes les pièces qui ont été touchées.

h. S'il est impossible de maintenir la stabilité latérale, procéder comme suit :

(1) Régler le tab automatique d'aileron à la moitié du réglage nécessaire pour le tab commandé, jusqu'à concurrence de 6.35 mm (1/4 po), ou 3 degrés.

(2) Si les réglages maximaux admissibles pour les tabs automatique et commandé sont insuffisants pour maintenir la stabilité latérale, effectuer une vérification d'incidence, tel qu'indiqué en C-12-114-000/MN-000.

AILERON TRIM – ELECTRICAL

GENERAL

23. The aileron trim tab is operated by either the normal control circuit or the alternate control circuit.

OPERATION

24. The aileron trim control relay is energized when the AIL TRIM ALTERNATE switch is set to NORM. The aileron O/ride relay is energized when the instructor selects left or right on his aileron- elevator switch. The O/ride relay overrides the selection on the student aileron-elevator switch. The diode network is used to isolate the RH control signal from the LH control line, and the LH control signal from the RH control line. In the case of malfunction of the normal control circuits, the student resorts to the alternate control mode. In the alternate control mode, the student selects L WG DN or R WG DN positions on the AIL TRIM ALTERNATE switch. Power is then applied directly to the actuator via these switch settings. Circuit operation is detailed in Figure 5-7. For the electrical schematic diagram of the aileron trim, see Figure 5-8.

COMPONENT LOCATIONS

25. For location of the electrical components used in the aileron control system, see Figure 5-9.

AILERON TRIM ACTUATOR

26. The aileron trim actuator is an electrically driven 26 Vdc split-field motor. The rotation of the motor is controlled by the field to which the 26 Vdc is applied. The actuator incorporates an integral magnetic brake and radio noise filter. The normal loading of the motor is 22.6 N•m (200 in•lb). For further information on the aileron trim actuator, see C-17-695-000/MS-000.

REMOVAL AND INSTALLATION OF AILERON TRIM ACTUATOR

27. For the removal and installation of the aileron trim actuator, see Figure 5-10.

TAB COMMANDÉ D'AILERON – CIRCUIT ÉLECTRIQUE

GÉNÉRALITÉS

23. Le tab commandé d'aileron est actionné par le circuit de commande régulier ou par un circuit de secours.

FONCTIONNEMENT

24. Le relais de commande du tab commandé d'aileron est excité lorsque le sélecteur AIL TRIM ALTERNATE est sur NORM. Le relais de surpassement de l'aileron est excité lorsque l'instructeur choisit le côté gauche ou le côté droit sur son sélecteur ailerons-gouvernes de profondeur. Le relais de surpassement permet de surpasser la commande du sélecteur ailerons-gouvernes de profondeur de l'élève-pilote. Le réseau de diodes sert à isoler le signal de commande de droite du fil de commande de gauche, et le signal de commande de gauche du fil de commande de droite. En cas de défectuosité des circuits de commande réguliers, l'élève peut recourir au mode de secours, ce qui lui permet de choisir la position L WG DN ou R WG DN sur le sélecteur AIL TRIM ALTERNATE. Le vérin est alors alimenté directement via les contacts du sélecteur. Le fonctionnement détaillé du circuit est donné à la figure 5-7. Pour le schéma électrique du circuit du tab commandé d'aileron, voir figure 5-8.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

25. Pour l'emplacement des éléments électriques de la chaîne de commande des ailerons, voir figure 5-9.

VÉRIN DE TAB COMMANDÉ D'AILERON

26. Le vérin de tab commandé d'aileron est constitué d'un moteur électrique à champ fractionné de 26 V c.c. La rotation du moteur est commandée par l'inducteur auquel le courant 26 V c.c. est appliqué. Le vérin comporte un frein magnétique intégré et un filtre antiparasite. La charge normale du moteur est de 22.6 N•m (200 po•lb). Pour plus de renseignements sur le vérin de tab commandé d'aileron, voir C-17-695-000/MS-000.

DÉPOSE ET POSE DU VÉRIN DE TAB COMMANDÉ D'AILERON

27. Pour la dépose et la pose du vérin de tab commandé d'aileron, voir figure 5-10.

FLIGHT CONTROLS – FRICTION AND SYSTEM LOADS

Aileron	Loads			
	Minimum		Maximum	
	N	lb	N	lb
At breakout from neutral left and right	2.2	1/2	8.9	2
At full travel with spring tab clamped to aileron			17.8	4
Differential at full travel with spring tab clamped to aileron			4.4	1
To hold at full travel with spring tab at full travel			98	22

Elevator	Loads			
	Minimum		Maximum	
	N	lb	N	lb
Breakout	2.2	1/2	13.3	3
Full travel forward to aft	1.1	1/4	22.2	5

NOTE

Loads for ailerons and elevators are measured with force indicator attached to the side or aft lugs of the stick grip load clamp (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, item 70).

Rudder – Nose wheel steering actuator clutch pin not engaged in clutch plate	Loads			
	Minimum		Maximum	
	N	lb	N	lb
Breakout – from neutral left and right	4.4	1	31	7
Full travel left			93	21
Full travel right			111	25
Differential for complete system			22.2	5

NOTE

Loads are measured at the rudder pedal pivot point at both pairs of rudder pedals when they are adjusted to the nominal neutral position.

BOA05008

Figure 5-5 Flight Controls – Friction and System Loads

COMMANDES DE VOL – CHARGES DE FROTTEMENT SUR LE SYSTÈME

Aileron	Charges			
	Minimum		Maximum	
	N	lb	N	lb
Au point d'arrachement, du neutre vers la gauche et vers la droite	2.2	1/2	8.9	2
Au plein débattement avec tab à ressort verrouillé à l'aileron			17.8	4
Différentiel à plein débattement avec tab à ressort verrouillé à l'aileron			4.4	1
Pour maintien au plein débattement avec tab à ressort au plein débattement			98	22

Gouverne de profondeur	Charges			
	Minimum		Maximum	
	N	lb	N	lb
Point d'arrachement	2.2	1/2	13.3	3
Plein débattement de l'avant à l'arrière	1.1	1/4	22.2	5

NOTA

Les charges pour les ailerons et les gouvernes de profondeur sont mesurées avec le dynanomètre fixé aux pattes de coté ou arrière de la bride de charge de la poignée du manche (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 70).

Gouverne de direction – Goupille d'embrayage du vérin d'orientation de train avant non engagée dans la plaque d'embrayage	Charges			
	Minimum		Maximum	
	N	lb	N	lb
Point d'arrachement, du neutre vers la gauche et vers la droite	4.4	1	31	7
Plein débattement à gauche			93	21
Plein débattement à droite			111	25
Différentiel pour le système en entier			22.2	5

NOTA

Les charges sont mesurées au point de pivotement des pédales de palonnier lorsque celles-ci sont réglées à la position neutre nominale.

BOA05009

Figure 5-5 Commandes de vol – charges de frottement sur le système

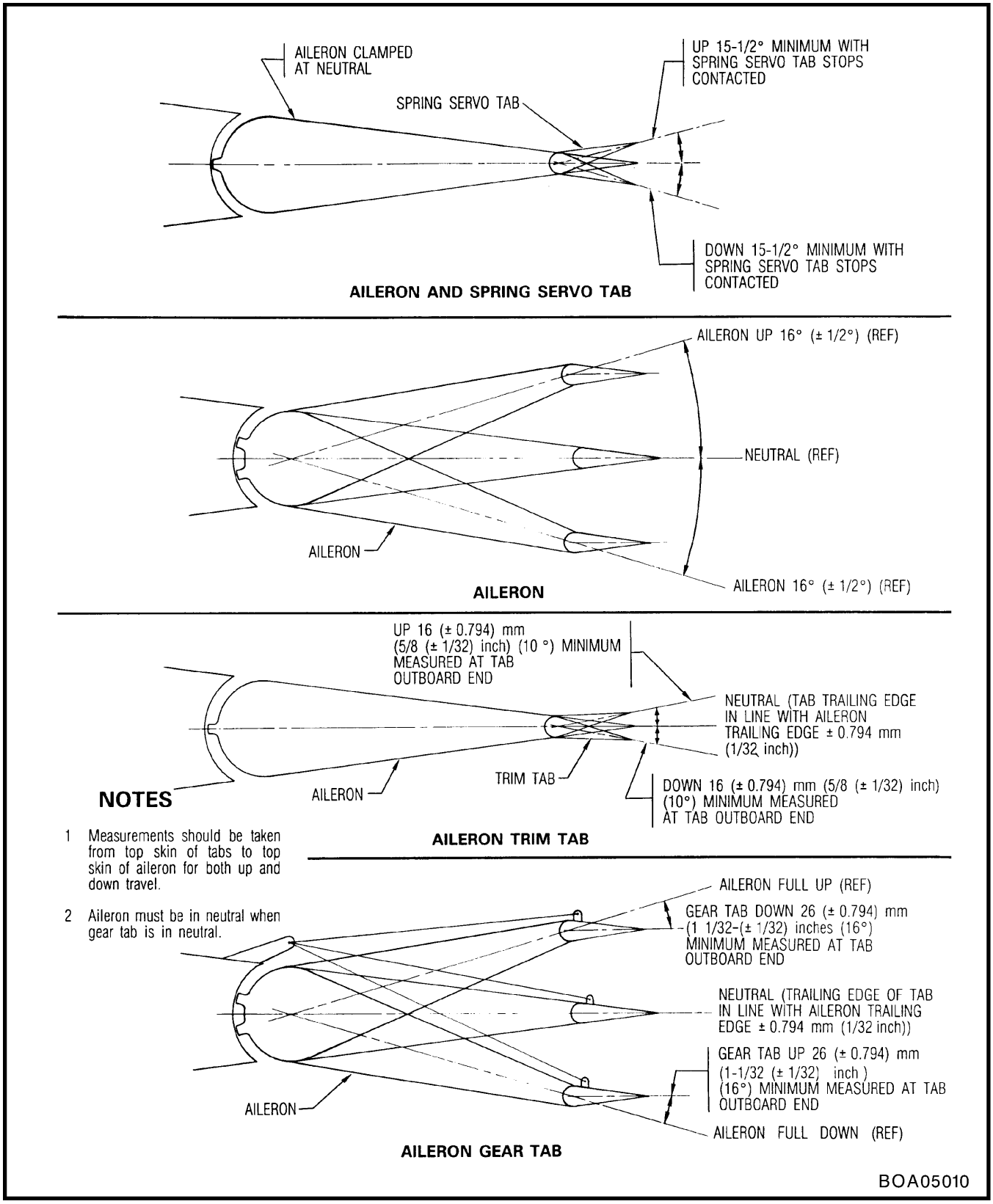


Figure 5-6 Ailerons and Tabs – Ranges of Movement

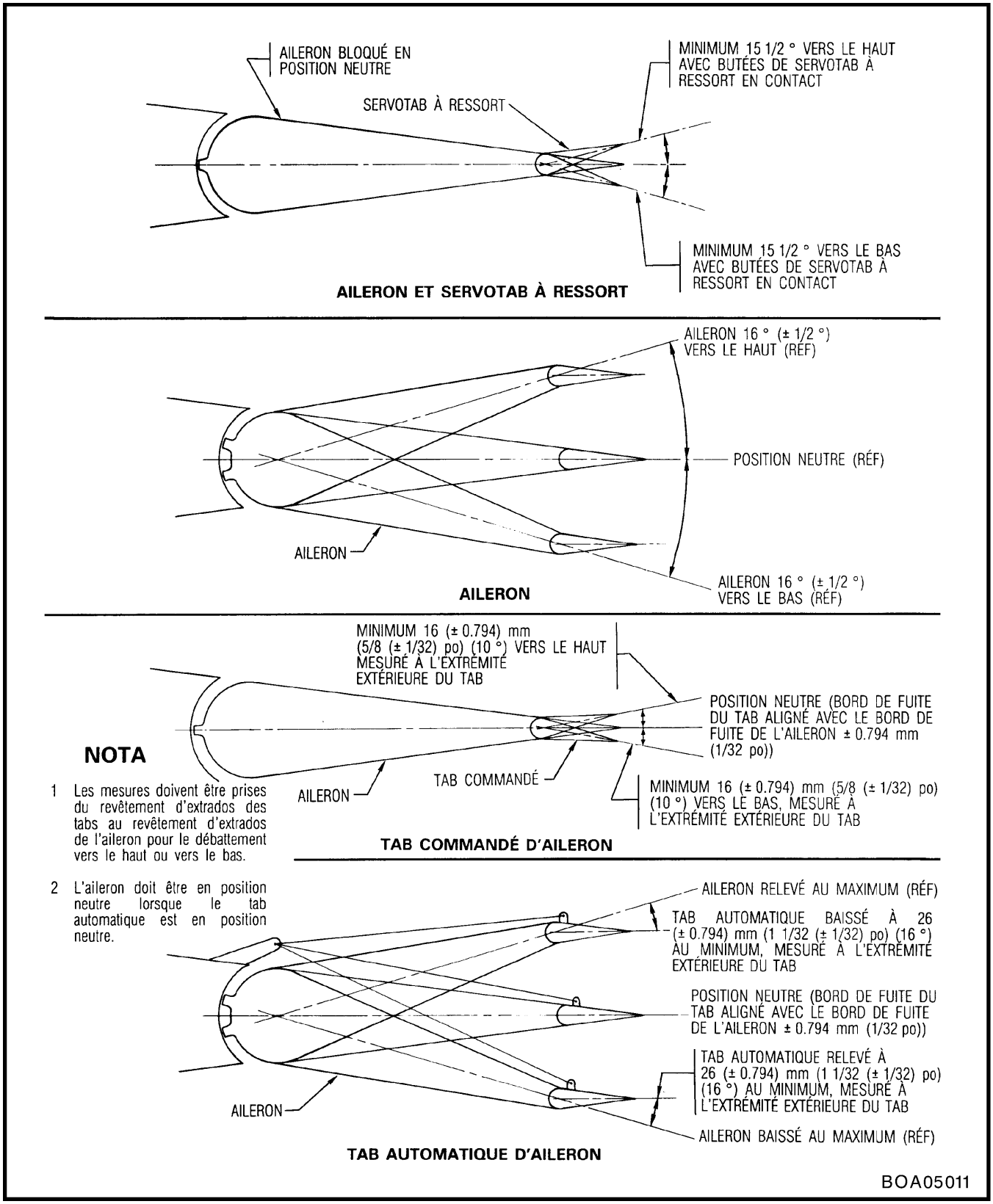


Figure 5-6 Ailerons et tabs – débattements

AIL TRIM ALTERNATE Switch Setting Position du sélecteur AIL TRIM ALTERNATE	Instructor Aileron Elevator Switch Setting Position du sélecteur ailerons-gouverne de profondeur de l'instructeur	Student Aileron Elevator Switch Setting Position du sélecteur ailerons-gouverne de profondeur de l'élève	Aileron Trim Control Relay Relais de commande de tab commandé d'aileron	Aileron O/Ride Relay Relais de surpassement des ailerons	Actuator Winding Enroulement du vérin	
					LH Down Gauche vers le bas	RH Down Droite vers le bas
NORM	LEFT	LEFT or/ou RIGHT	X	X	X	0
NORM	RIGHT	LEFT or/ou RIGHT	X	X	0	X
NORM	NEUTRAL	LEFT	X	0	X	0
NORM	NEUTRAL	RIGHT	X	0	0	X
NORM	NEUTRAL	NEUTRAL	X	0	0	0
OFF	NEUTRAL	NEUTRAL	0	0	0	0

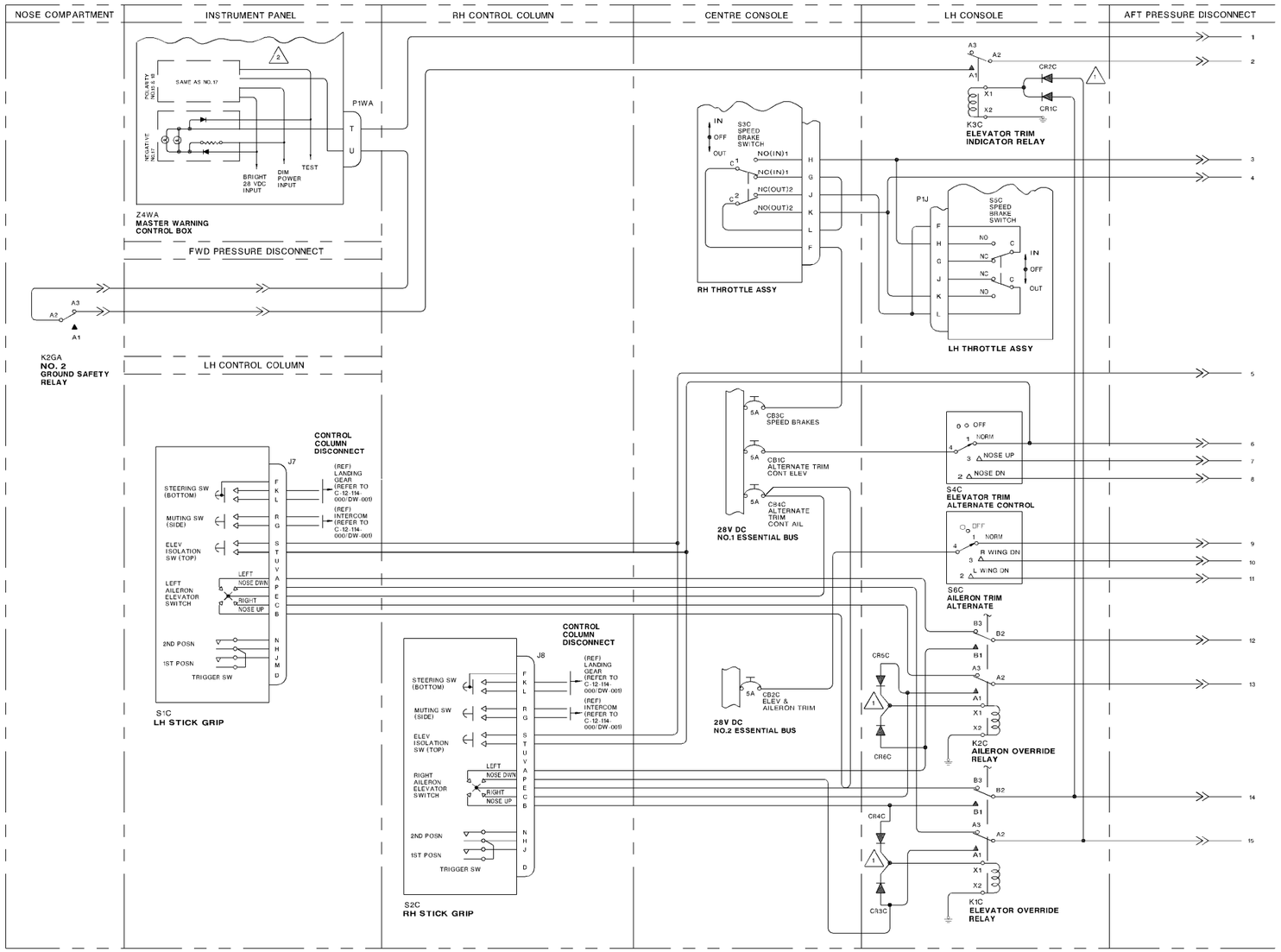
X = energized

0 = de-energized

X = excité

0 = désexcité

Figure 5-7 Aileron Circuit Operation
Figure 5-7 Fonctionnement du circuit des ailerons

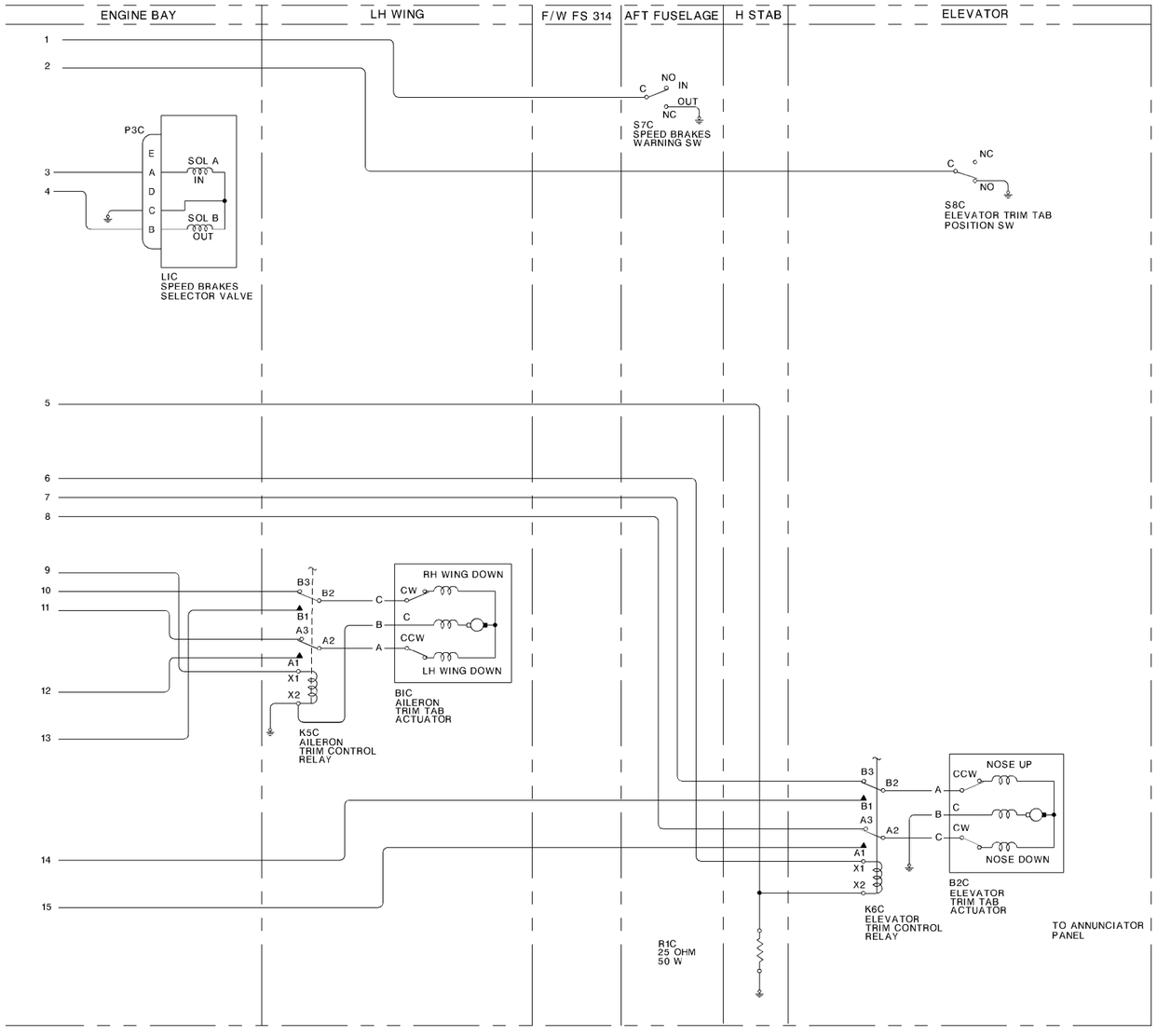


NOTES :

1. COMPONENTS LOCATED IN THE DISCRETE COMPONENT BOX. SEE C-12-114-000/DW-001.
2. SEE C-12-114-000/DW-001, MASTER WARNING CONTROL.

BOA05013

Flight Controls – Electrical Schematic (Sheet 1 of 2) Figure 5-8
Commandes de vol – schéma électrique (feuille 1 de 2) Figure 5-8



BOA05014

Flight Controls – Electrical Schematic (Sheet 2 of 2) Figure 5-8
Commandes de vol – schéma électrique (feuille 2 de 2) Figure 5-8

Component Élément	Location Emplacement
LH aileron – elevator switch (S1C) Sélecteur (S1C) ailerons et gouvernes de profondeur, gauche	Stick grip, LH control column Poignée, manche G
RH aileron – elevator switch (S2C) Sélecteur (S2C) ailerons et gouvernes de profondeur, droit	Stick grip, RH control column Poignée, manche D
ELEV. & AILERON TRIM circuit-breaker (CB2C) Disjoncteur ELEV. & AILERON TRIM (CB2C)	Centre console Pylône de commande
ALTERNATE TRIM CONT. AIL. circuit-breaker (CB4C) Disjoncteur ALTERNATE TRIM CONT. AIL. (CB4C)	Centre console Pylône de commande
AIL TRIM ALTERNATE switch (S6C) Sélecteur AIL TRIM ALTERNATE (S6C)	LH console Console G
Aileron O/ride relay (K2C) Relais de surpassement des ailerons (K2C)	LH console Console G
Diodes (2) (CR5C, CR6C)	A2 discrete component box (cockpit) Boîtier de composants discrets A2 (poste de pilotage)
Aileron trim control relay (K5C) Relais de commande de tab commandé d’aileron (K5C)	Port aileron Aileron gauche
Aileron trim tab actuator (B1C) Vérin de tab commandé d’aileron (B1C)	Port aileron Aileron gauche

Figure 5-9 Component Locations
Figure 5-9 Emplacement des éléments

ADJUSTMENT AND FUNCTIONAL CHECK OF AILERON TRIM

28. Proceed as follows:

CAUTION

The trim actuator shall not be operated, at any one time, for a period in excess of 1 minute. A cooling off period of not less than 5 minutes must be allowed after each prolonged operation.

a. Energize the dc bus (see C-12-114-000/MF-001).

b. Push in the following circuit-breakers located on the circuit-breaker panel between the seats:

(1) ELEV. & AILERON TRIM.

(2) ALTERNATE TRIM CONT. AIL.

c. Set the AIL TRIM ALTERNATE switch, on the LH console, to NORM.

d. Using the trim switch on either control column, move the switch to the left and hold in this position until the trim tab down movement is stopped by the limit switch in the actuator.

e. Remove the trim tab rod fairing, on the underside of the aileron, and disconnect one of the trim rods at the trim tab end.

f. Adjust the other trim rod to position the trailing edge of trim tab 16.7 mm (21/32 in.) below the aileron trailing edge (measured at the outboard end). Secure the check nuts and lockwire the barrel adjuster at the rod-end with wire (see Figure 1-2, Item 12).

g. Adjust the disconnected trim tab rod until the attachment bolt can be installed easily in the tab bracket and rod-end. Install washer, nut and cotter pin on bolt. Secure the check nuts and lockwire the barrel adjuster.

h. Move the trim switch to the right and hold in this position until the tab up movement is

RÉGLAGE ET VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU TAB COMMANDÉ D'AILERON

28. Procéder comme suit :

ATTENTION

Ne jamais faire fonctionner le vérin de tab commandé pendant plus d'une minute à la fois. Prévoir une période de refroidissement d'au moins 5 minutes après chaque fonctionnement prolongé.

a. Mettre le bus c.c. sous tension (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Enclencher les disjoncteurs suivants, situés sur le panneau disjoncteurs entre les sièges :

(1) ELEV. & AILERON TRIM.

(2) ALTERNATE TRIM CONT. AIL.

c. Mettre le sélecteur AIL TRIM ALTERNATE de la console gauche sur NORM.

d. Déplacer le bouton de compensation sur l'un ou l'autre des manches vers la gauche et le tenir dans cette position jusqu'à ce que le mouvement de sortie du tab commandé soit arrêté par le contacteur de fin de course dans le vérin.

e. Déposer le carénage de la tringle du tab commandé, du côté inférieur de l'aileron, et détacher une des tringles du tab commandé à l'extrémité du tab.

f. Régler l'autre tringle de tab commandé pour positionner le bord de fuite du tab commandé à 16.7 mm (21/32 po) sous le bord de fuite de l'aileron (mesure prise à l'extrémité extérieure). Fixer les contre- écrous et freiner au fil (voir figure 1-2, article 12) le régleur à douille à l'embout de la tringle.

g. Régler la tringle détachée du tab commandé de façon à ce que le boulon de fixation puisse être posé facilement dans la ferrure du tab et dans l'embout de la tringle. Poser la rondelle, l'écrou et la goupille fendue sur le boulon. Fixer les contre-écrous et freiner au fil le régleur à douille.

h. Déplacer le bouton de compensation vers la droite et le tenir dans cette position jusqu'à

stopped by the actuator limit switch. Check the tab for full up travel (see Figure 5-6).

i. Operate the trim tab from full up to full down and vice-versa. Check that operating time for full travel is 10 ±2 seconds.

j. Using clamp in kit (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 70), clamp the aileron to the flap in the approximate neutral position. Check that the backlash at the trim tab trailing edge does not exceed 1.59 mm (1/16 in.).

k. Remove the clamp.

l. Install the trim rod fairing and check all disturbed items for locking and safety.

m. Using the trim switch on each control column alternately, operate the trim tab from full up to full down and vice-versa. During operation, check that the instructor's trim switch overrides any selection made on the student's trim switch.

n. Set the AIL TRIM ALTERNATE switch on the LH console to L WG DN. Check that the tab moves down and that the movement is not affected by any selection on either trim switch on the control columns.

o. Set the AIL TRIM ALTERNATE switch to R WG DN. Check that the tab moves up and that the movement is not affected by any selection on either trim switch on the control columns.

p. Lower the guard on the AIL TRIM ALTERNATE switch. Pull out the circuit-breakers and de-energize the dc bus.

ELEVATOR CONTROL SYSTEM

GENERAL

29. Fore and aft movement of the control columns is transmitted by a push-pull rod from the lever on the torque tube below the cockpit floor to a bellcrank at FS 207 (see Figure 5-11). From the

ce que le mouvement de rentrée du tab soit arrêté par le contacteur de fin de course. S'assurer que le tab se déplace bien sur toute sa course (voir figure 5-6).

i. Manoeuvrer le tab commandé de haut en bas et vice versa. Vérifier que le temps nécessaire pour parcourir toute la course est de 10 ±2 secondes.

j. À l'aide du dispositif de blocage du nécessaire (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 70), bloquer l'aileron au volet à peu près en position neutre. S'assurer que le jeu au bord de fuite du tab commandé ne dépasse pas 1.59 mm (1/16 po).

k. Enlever le dispositif de blocage.

l. Poser le carénage de la tringle de tab commandé et vérifier le verrouillage et le freinage de toutes les pièces qui ont été touchées.

m. En utilisant le bouton de compensation sur chaque manche à tour de rôle, manoeuvrer le tab commandé de haut en bas et vice versa. Pendant la manoeuvre, s'assurer que le bouton de compensation de l'instructeur surpasse toute sélection faite grâce au bouton de compensation de l'élève.

n. Mettre le sélecteur AIL TRIM ALTERNATE de la console gauche sur L WG DN. Vérifier que le tab se déplace vers le bas et que le mouvement n'est influencé par aucune des sélections effectuées sur l'un ou l'autre des boutons de compensation des manches de commande.

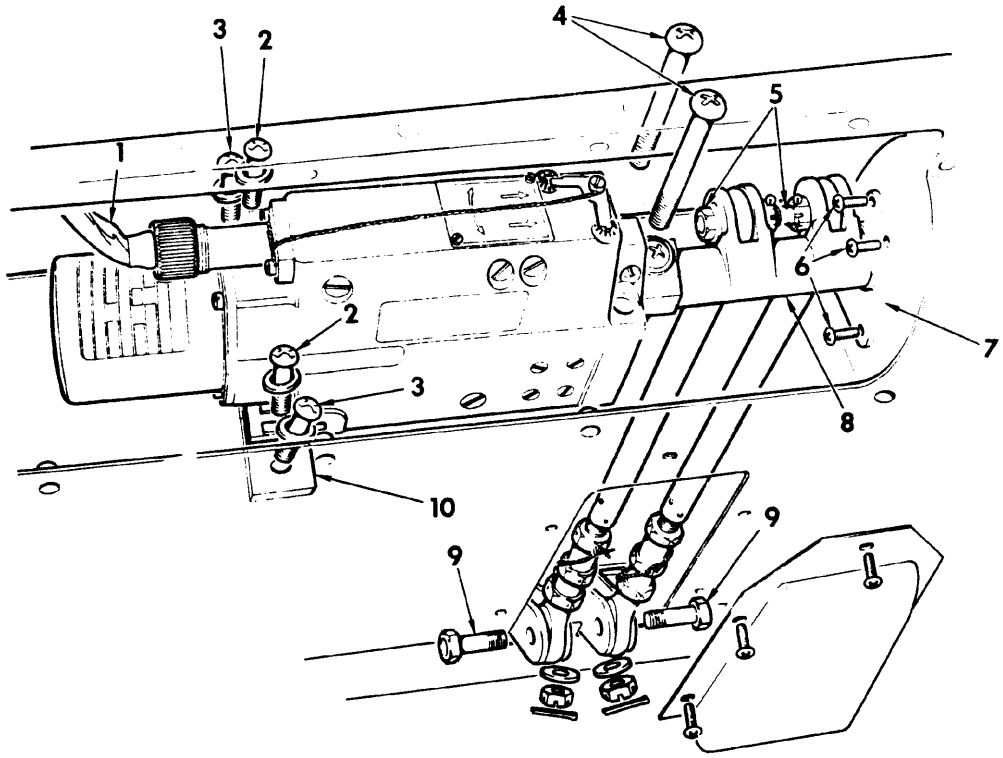
o. Mettre le sélecteur AIL TRIM ALTERNATE sur R WG DN. Vérifier que le tab se déplace vers le haut et que le mouvement n'est influencé par aucune des sélections effectuées sur l'un ou l'autre des boutons de compensation des manches de commande.

p. Rabattre le cache sur le sélecteur AIL TRIM ALTERNATE. Désenclencher les disjoncteurs et mettre le bus c.c. hors tension.

CHAÎNE DE COMMANDE DE PROFONDEUR

GÉNÉRALITÉS

29. Le mouvement vers l'avant et vers l'arrière des manches de commande est transmis via une tringle à double effet, du levier sur le tube de couple situé sous le plancher du poste de pilotage à un



REMOVAL

STEPS

1 Gain access to actuator and trim rods by removing patch plate and lower panel on leading edge, and fairing at trailing edge of aileron (see C-12-114-000/MF-001).

2 Remove cotter pins, nuts, washers and bolts (9). Disconnect both trim rods from tab.

3 Disconnect electrical leads (1) at relay.

4 Remove the two screws (3) and washers from mounting block (10).

5 Remove the two screws (4).

6 Remove the four screws (6) from lever bearing (7).

7 Withdraw actuator from aileron and remove lever bearing (7).

8 Remove the two screws (2) and washers from actuator and remove mounting block.

9 Remove cotter pins, nuts, washers and bolts (5) and disengage trim rods from actuator lever (8).

INSTALLATION

STEPS

1 Assemble the actuator lever to the output shaft so that the dot on the shaft is aligned with the dot on the arm.

2 Position fixed ends of trim rods in actuator lever (8) and install bolt (5), washers, nuts and cotter pins.

3 Position the mounting block (10) on actuator and install the two screws (2) and washers.

4 Slide lever bearing (7) onto lever and position actuator in aileron with trim rods extending through the aileron.

5 Install the four screws (6) in lever bearing (7).

6 Install the two screws (4).

7 Install the two screws (3) and washers in mounting block (10).

8 Connect electrical leads (1) to relay.

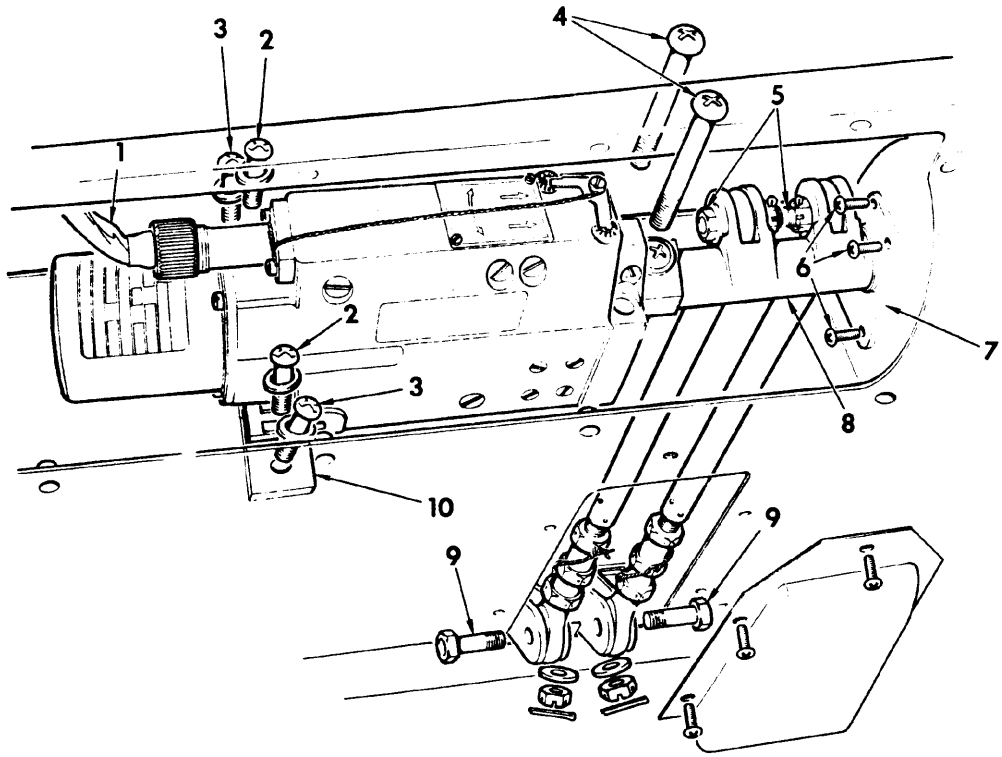
9 Position trim rods in tab lever and install bolts (9), washers, nuts and cotter pins.

10 Adjust and carry out functional check of aileron trim (see text).

11 Install patch plate, access panel and fairing.

BOA05016

Figure 5-10 Removal and Installation of Aileron Trim Actuator



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Accéder au vérin et aux tringles du tab commandé en enlevant la plaque rapportée et le panneau inférieur sur le bord de fuite ainsi que le carénage sur le bord de fuite de l'aileron (voir C-12-114-000/MF-001).

2 Enlever les goupilles fendues, les écrous, les rondelles et les boulons (9). Détacher les deux tringles du tab commandé.

3 Débrancher les fils électriques (1) au relais.

4 Enlever les deux vis (3) et les rondelles du bloc de fixation (10).

5 Enlever les deux vis (4).

6 Enlever les quatre vis (6) du palier du levier (7).

7 Retirer le vérin de l'aileron et déposer le palier du levier (7).

8 Enlever les deux vis (2) et les rondelles du vérin et déposer le bloc de fixation.

9 Enlever les goupilles fendues, les écrous, les rondelles et les boulons (5) et détacher les tringles du levier du vérin (8).

POSE

ÉTAPES

1 Monter le levier du vérin sur l'arbre de sortie pour que le point sur l'arbre soit aligné avec le point sur le bras.

2 Placer les extrémités fixes des tringles du tab dans le levier du vérin (8) et poser les boulons (5), les rondelles, les écrous et les goupilles fendues.

3 Placer le bloc de fixation (10) sur le vérin et poser les deux vis (2) et les rondelles.

4 Glisser le palier du levier par-dessus le levier et placer le vérin dans l'aileron avec les tringles du tab sorties par l'aileron.

5 Poser les quatre vis (6) dans le palier du levier (7).

6 Poser les deux vis (4).

7 Poser les deux vis (3) et les rondelles dans le bloc de fixation (10).

8 Brancher les fils électriques (1) au relais.

9 Placer les tringles dans le levier du tab commandé et poser les boulons (9), les rondelles, les écrous et les goupilles fendues.

10 Effectuer le réglage et la vérification de fonctionnement du tab commandé d'aileron (voir texte).

11 Poser la plaque rapportée, le panneau d'accès et le carénage.

BOA05017

Figure 5-10 Dépose et pose du vérin de tab commandé d'aileron

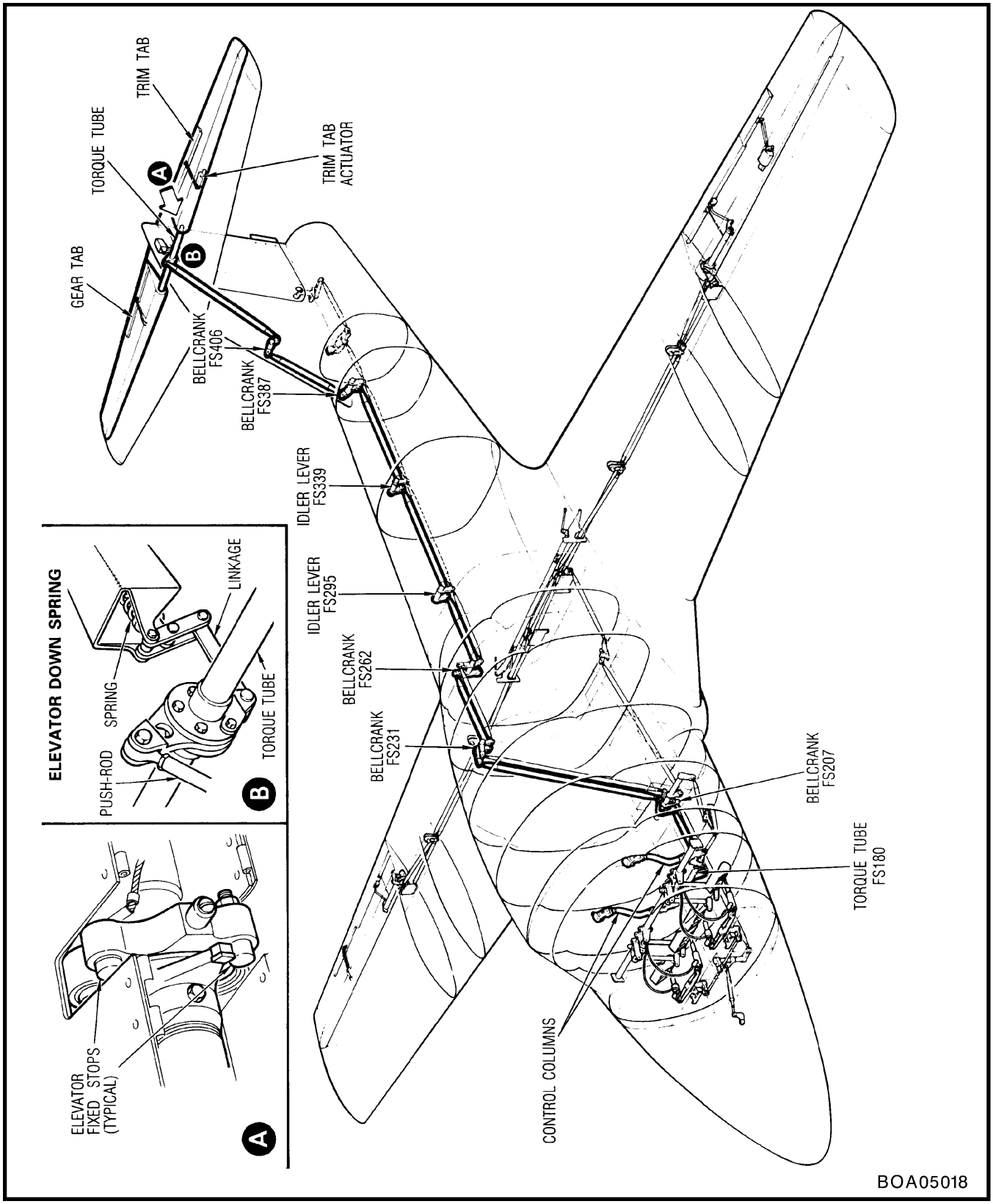


Figure 5-11 Elevator Control System

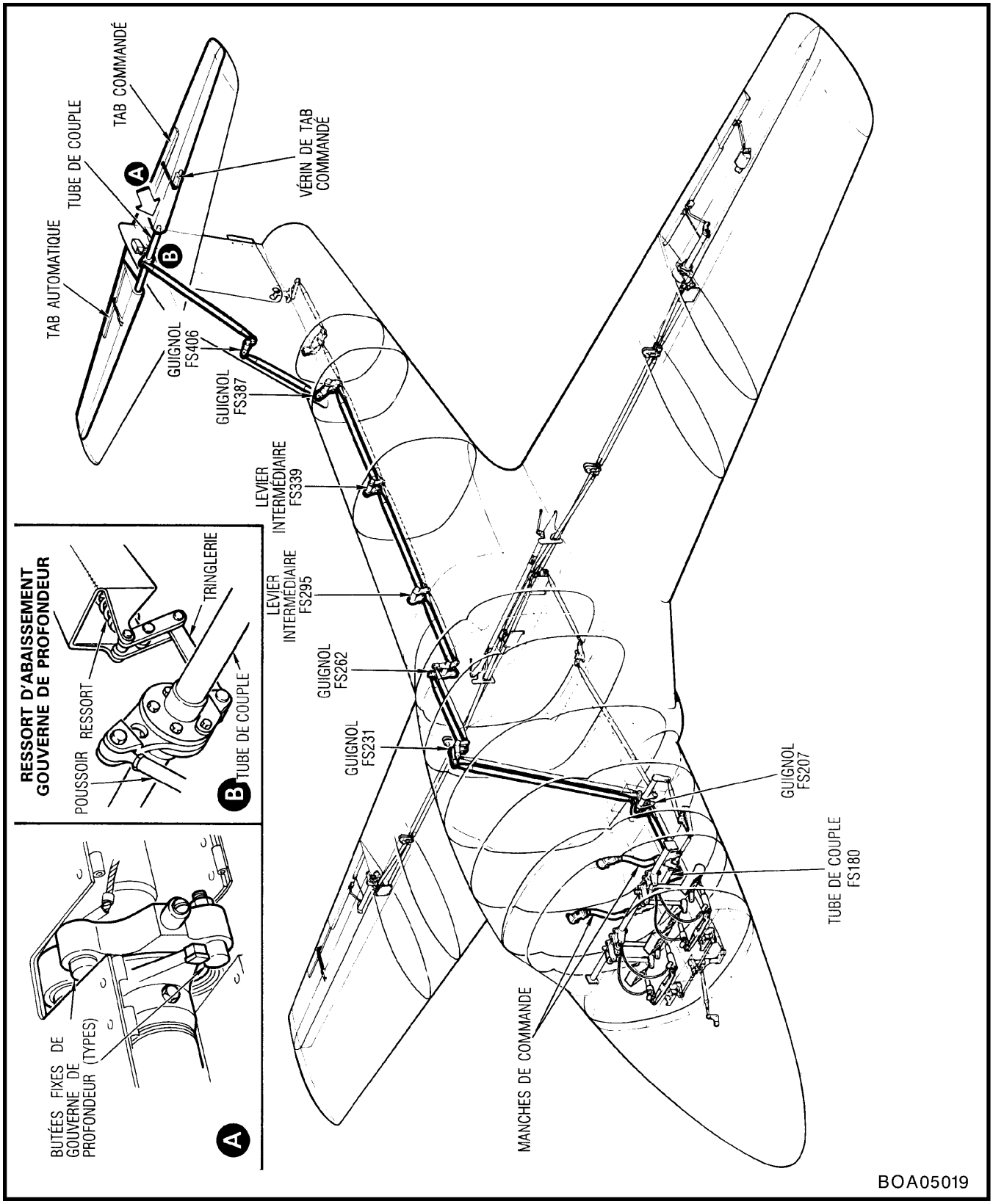


Figure 5-11 Chaîne de commande de la gouverne de profondeur

bellcrank, a push-pull rod is routed aft and upwards to a bellcrank on a shaft assembly at FS 231 which is in turn connected by a push-pull rod to a bellcrank at FS 262. Push-pull rods, interconnected by idler levers, are routed aft through the fuselage joint to a bellcrank lever at FS 387. From the bellcrank lever, a push-pull rod is routed upwards to a bellcrank lever in the vertical stabilizer at FS 406, which is in turn connected by a push-pull rod to a lever on the torque tube connecting the elevators at FS 453. A spring bungee and attaching linkage is connected between the lever on the torque tube and the empennage fairing structure to give a down moment force to the elevator. Adjustable control stops are provided at the lower end of the fork bracket of each control column. Fixed stops are also provided at the inboard hinge of each elevator torque tube.

guignol situé à FS 207 (voir figure 5-11). À partir du guignol, une tringle à double effet s'étend vers l'arrière et vers le haut jusqu'à un guignol sur un arbre à FS 231, lequel est à son tour relié par une tringle à double effet à un guignol situé à FS 262. tringles à double effet, reliées entre elles par des leviers intermédiaires, s'étendent vers l'arrière, en passant par le raccord fuselage, jusqu'à un guignol situé à FS 387. À partir du guignol, une tringle à double effet s'étend vers le haut jusqu'à un guignol situé dans la dérive à FS 406. Celui-ci est à son tour relié, par une tringle à double effet, à un levier sur le tube de couple reliant les gouvernes de profondeur à FS 453. Un ressort extenseur et une tringlerie de fixation sont reliés entre le levier sur le tube de couple et la structure du carénage d'empennage pour imprimer un moment descendant à la gouverne de profondeur. Des butées réglables sont prévues à l'extrémité inférieure de la chape de chaque manche. Des butées fixes sont également montées à l'articulation intérieure de chaque tube de couple de gouverne de profondeur.

30. Holes for rigging pins to facilitate adjustment of the elevator control system are provided in the following components:

a. Torque tube lever at FS 180.

b. Bellcrank at FS 207.

c. Bellcrank at FS 231.

d. Bellcrank at FS 262.

e. Bellcrank lever at FS 387.

f. Bellcrank lever in the vertical stabilizer at FS 406.

30. Afin de faciliter le réglage de la chaîne de commande de profondeur, des trous pour broches de réglage sont prévus dans les éléments suivants :

a. Levier du tube de couple à FS 180.

b. Guignol à FS 207.

c. Guignol à FS 231.

d. Guignol à FS 262.

e. Guignol à FS 387.

f. Guignol dans la dérive à FS 406.

GEAR SERVO TAB

31. A gear servo tab, adjustable on the ground only, is installed on the inboard trailing edge of the starboard elevator. The tab is connected by double adjustable push-pull rods to a bracket mounted on the starboard upper surface of the horizontal stabilizer at the trailing edge shroud.

SERVO-TAB AUTOMATIQUE

31. Un servo-tab automatique, réglable au sol seulement, est monté sur le bord de fuite intérieur de la gouverne de profondeur droite. Le tab est relié par des tringles à double effet, doubles et réglables, à une ferrure fixée à la surface d'extrados du côté droit de la gouverne de profondeur, au carénage de bord de fuite.

ELEVATOR TRIM TAB

32. An electrically operated trim tab is installed on the inboard trailing edge of the port elevator. The tab is controlled electrically by switches located on the hand grip of each control column and, in the case of a malfunction, by an alternate control switch on the LH console.

TAB DE GOUVERNE DE PROFONDEUR

32. Un tab commandé, actionné électriquement, est monté sur le bord de fuite intérieur de la gouverne de profondeur gauche. Le tab est commandé électriquement par des interrupteurs situés sur la poignée de chacun des manches de commande et, en cas de défectuosité, par un interrupteur de commande auxiliaire sur la console gauche.

REMOVAL AND INSTALLATION OF ELEVATOR AND TAB

33. For the removal and installation of the elevators and tab, see Part 4.

ADJUSTMENT OF ELEVATOR CONTROL SYSTEM

34. To adjust the elevator control system, proceed as follows:

NOTE

When adjusting a control rod, ensure that the self-aligning bearing in the rod-end is centralized when the attachment bolt is installed.

a. Remove cotter pin, washer and clevis pin from elevator torque tube lever and disconnect the elevator down spring linkage. Insert a rigging pin (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 4) in the torque tube lever below the cockpit floor at FS 180.

b. Insert a rigging pin in the bellcrank at FS 207, adjusting the control rod from the torque tube lever as necessary. Secure and lockwire the control rod with wire (see Figure 1-2, Item 11).

c. Insert a rigging pin in the bellcrank at FS 231, adjusting the control rod from the bellcrank as necessary. Secure and lockwire the control rod.

d. Insert a rigging pin in the bellcrank at FS 262, adjusting the control rod at the bellcrank as necessary. Secure and lockwire the control rod.

e. Insert a rigging pin in the bellcrank lever at FS 387, adjusting the control rod, which passes through the fuselage joint between the idler levers at FS 295 and FS 339, as necessary. Secure and lockwire the control rod.

f. Insert a rigging pin in the bellcrank lever in the vertical stabilizer at FS 406, adjusting the control rod from the forward bellcrank lever as necessary. Secure and lockwire the control rod.

DÉPOSE ET POSE DE LA GOUVERNE DE PROFONDEUR ET DU TAB

33. Pour la dépose et la pose de la gouverne de profondeur et du tab, voir Partie 4.

RÉGLAGE DE LA CHAÎNE DE COMMANDE DE PROFONDEUR

34. Pour le réglage de la chaîne de commande de profondeur, procéder comme suit :

NOTA

Lors du réglage d'une tringle de commande, s'assurer que le palier autoréglable à l'embout de tringle est centré lorsque le boulon de fixation est posé.

a. Enlever la goupille fendue, la rondelle et la chape du levier du tube de couple de la gouverne de profondeur et débrancher la tringlerie du ressort d'abaissement de la gouverne. Introduire une broche de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 4) dans le levier du tube de couple sous le plancher du poste de pilotage à FS 180.

b. Introduire une broche de réglage dans le guignol à FS 207, en réglant la tringle de commande au niveau du levier tube de couple au besoin. Fixer la tringle de commande et la freiner au fil (voir figure 1-2, article 11).

c. Introduire une broche de réglage dans le guignol à FS 231, en réglant la tringle de commande au niveau du guignol au besoin. Fixer la tringle de commande et la freiner au fil.

d. Introduire une broche de réglage dans le guignol à FS 262, en réglant la tringle de commande au niveau du guignol, au besoin. Fixer la tringle de commande et la freiner au fil.

e. Introduire une broche de réglage dans le guignol à FS 387, en réglant, au besoin, la tringle de commande qui traverse le raccord du fuselage, entre les leviers intermédiaires à FS 295 et FS 339. Fixer la tringle de commande et la freiner au fil.

f. Introduire une broche de réglage dans le guignol de la dérive à FS 406, en réglant la tringle de commande au niveau du levier du guignol avant, au besoin. Fixer la tringle de commande et la freiner au fil.

g. With trim tab set fully faired with elevator, adjust the control rod from the bellcrank lever in the vertical stabilizer to position the elevators in the neutral position. Secure and lockwire the control rod.

NOTE

Elevator is in neutral when its trailing edge is in line with the trailing edge of the horizontal stabilizer inner fairing (±1.59 mm [±1/16 in.]).

h. Remove all rigging pins and back off the control stops at the control columns.

i. Operate the controls and check that the movement is smooth and free in both directions. Check that there is a minimum clearance of 2.27 mm (0.090 in.) between levers, bellcranks, control rods and the adjacent structure throughout the full range of travel of the elevators.

NOTE

For clearance at the control surfaces, see Part 4.

j. Adjust the control stops on the LH control column to limit the elevator travel to the limits shown in Figure 5-10, noting that the fixed stops at the elevator are not contacted when the control column is against the fore and aft stops. Secure the check nuts on the stops.

k. With the LH control column stops in contact, adjust the corresponding stops on the RH control column to give a clearance of 0.127 to 0.254 mm (0.005 to 0.010 in.). Secure the check nuts on the stops.

l. Connect the elevator down spring linkage to the elevator torque tube lever and install clevis pin, washer and cotter pin. Check that, with elevator in the full up position, the clearance between the down spring linkage and the adjacent structure is not less than 0.762 mm (0.030 in.).

g. Avec le tab commandé en position neutre par rapport à la gouverne de profondeur, régler la tringle de commande au niveau du guignol dans la dérive pour mettre les gouvernes de profondeur en position neutre. Fixer la tringle de commande et la freiner au fil.

NOTA

La gouverne de profondeur est en position neutre quand son bord de fuite est aligné sur le bord de fuite du carénage intérieur du stabilisateur (±1.59 mm [±1/16 po]).

h. Enlever toutes les broches de réglage et reculer les butées des manches de commande.

i. Manoeuvrer les commandes et s'assurer que le mouvement se fait régulièrement et librement dans les deux sens. S'assurer qu'il y a un écartement minimal de 2.27 mm (0.090 po) entre les leviers, les guignols, les tringles de commande et la structure voisine sur toute la course des gouvernes de profondeur.

NOTA

Pour les dégagements des gouvernes, voir Partie 4.

j. Régler les butées de commande sur le manche gauche pour restreindre la course de la gouverne de profondeur aux limites montrées à la figure 5-10, en notant que les butées fixes de la gouverne de profondeur ne sont pas en contact quand le manche repose contre les butées avant et arrière. Fixer les contre-écrous sur les butées.

k. Avec les butées du manche gauche en contact, régler les butées correspondantes sur le manche droit pour obtenir un jeu de 0.127 à 0.254 mm (0.005 à 0.010 po). Fixer les contre-écrous sur les butées.

l. Brancher la tringlerie du ressort d'abaissement de la gouverne de profondeur au levier du tube de couple de la gouverne de profondeur et poser un axe de chape, une rondelle et une goupille fendue. Vérifier que, la gouverne de profondeur étant relevée au maximum, le dégagement entre la tringlerie du ressort d'abaissement et la structure voisine n'est pas inférieur à 0.762 mm (0.030 po).

NOTE

If necessary, adjust the up stops at both control columns if the minimum clearance is not obtained, ensuring that elevator minimum up travel (see Figure 5-12) is maintained.

m. Check all disturbed items for locking and safety.

n. Carry out a functional check of the elevator controls (see Paragraph 35).

FUNCTIONAL CHECK OF ELEVATOR CONTROLS

35. Proceed as follows:

a. Operate the control columns from stop to stop and check that the movement is smooth and free in both directions and that the movement is limited by the control column stops and not by the stops at the elevators.

b. Check the elevators for full travel (see Figure 5-12).

c. Using kit (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 70), clamp the elevators to the horizontal stabilizer. Load up the cockpit control to the breakout force level. Reverse the direction and apply load to the breakout force level. Determine the displacement datum. Using the control column clamp from the kit, check that the backlash, as measured at either control column, does not exceed 3.175 mm (1/8 in.).

d. Remove the clamp at the elevator.

e. Using a force indicator, check the elevator system friction loads (see Figure 5-5).

f. With trim tab in neutral, apply a load to underside of trim tab at inboard trailing edge to move elevator against the down spring from full down to full up. Load should be

NOTA

Au besoin, régler les butées supérieures des deux manches de commande si le dégagement minimal n'est pas atteint, en s'assurant que la course minimale vers le haut de la gouverne de profondeur (voir figure 5-12) est maintenue.

m. Vérifier le verrouillage et le freinage de toutes les pièces qui ont été touchées.

n. Effectuer une vérification de fonctionnement des commandes des gouvernes de profondeur (voir paragraphe 35).

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DES COMMANDES DE LA GOUVERNE DE PROFONDEUR

35. Procéder comme suit :

a. Manoeuvrer les manches de commande de butée à butée et s'assurer que le mouvement se fait régulièrement et librement dans les deux sens et qu'il est limité par les butées des manches et non par celles des gouvernes.

b. S'assurer que les gouvernes de profondeur se déplacent sur toute leur course (voir figure 5-12).

c. Au moyen du nécessaire (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 70), verrouiller les gouvernes de profondeur au stabilisateur. Exercer une force sur la commande du poste de pilotage jusqu'au point d'arrachement. Inverser le sens et exercer une force jusqu'au point d'arrachement. Déterminer les données de déplacement. Au moyen du dispositif de blocage contenu dans le nécessaire, vérifier que le jeu mesuré à chaque manche de commande ne dépasse pas 3.175 mm (1/8 po).

d. Enlever le dispositif de blocage à la gouverne de profondeur.

e. Au moyen d'un dynamomètre, vérifier les charges de frottement sur le système des gouvernes de profondeur (voir figure 5-5).

f. Avec le tab commandé en position neutre, appliquer une charge sur l'intrados du tab commandé, au bord de fuite intérieur, de façon à déplacer la gouverne de profondeur

26.7 ±4.45 newtons (6 ±1 lb).

g. Check the elevator backlash as follows:

(1) With control column locked, measure the free angular movement of the elevator, trim tab and gear tab. Movement should not exceed 12 minutes on elevator control surface, and 1 degree on either tab. If measured free travel is close to the permitted angle, eliminate any clearance at control column lock and repeat check.

(2) If measured free travel is excessive, examine elevator control bellcrank in fin structure at FS 406. If bellcrank is free to travel laterally across bearings, rectify by applying the appropriate repair scheme (see C-12-114-000/MN-000).

ADJUSTMENT OF ELEVATOR GEAR TAB

36. To adjust the elevator gear tab, proceed as follows:

a. Clamp the elevator in neutral using clamp in kit (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 70).

b. Disconnect one tab rod from the tab at the stabilizer bracket. Adjust the other tab rod to position the tab in the neutral position. Secure and lockwire the rod-ends with wire (see Figure 1-2, Item 12).

NOTE

Gear tab is in neutral when trailing edge of tab is in line with trailing edge of elevator (7.143 ±1.59 mm[0.281 ±0.0625 inch]).

c. Adjust the disconnected tab rod until the attachment bolt can be installed easily in the stabilizer bracket and the rod-end. Install washer, nut and cotter pin on bolt. Secure and lockwire the rod-ends.

contre le ressort d'abaissement, de la position basse maximale à la position haute maximale. La charge doit être égale à 26.7 ±4.45 newtons (6 ±1 lb).

g. Vérifier le jeu de la gouverne de profondeur comme suit :

(1) Avec le manche de commande verrouillé, mesurer le déplacement angulaire libre de la gouverne, du tab commandé et du tab automatique. Le déplacement ne devrait pas dépasser 12 minutes pour la gouverne de profondeur et 1 degré pour l'un ou l'autre des tabs. Si le déplacement libre mesuré est près de l'angle permis, éliminer tout jeu au verrouillage du manche et reprendre la vérification.

(2) Si le déplacement libre mesuré est excessif, vérifier le guignol de commande de la gouverne de profondeur dans la structure de la dérive à FS 406. Si le guignol est libre de se déplacer latéralement sur ses paliers, rectifier en effectuant la réparation appropriée (voir C-12-114-000/MN-000).

RÉGLAGE DU TAB AUTOMATIQUE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR

36. Pour régler le tab automatique de gouverne de profondeur, procéder comme suit :

a. Caler la gouverne de profondeur en position neutre au moyen du dispositif de blocage du nécessaire (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 70).

b. Débrancher une tringle du tab au niveau de la ferrure du stabilisateur. Régler l'autre tringle de façon à mettre le tab en position neutre. Serrer les embouts de tringle et les freiner au fil (voir figure 1-2, article 12).

NOTA

Le tab automatique est à la position neutre quand son bord de fuite est aligné avec celui de la gouverne de profondeur (7.143 ±1.59 mm[0.281 ±0.0625 po]).

c. Régler la tringle de commande de tab détachée jusqu'à ce que le boulon de fixation puisse être installé facilement sur le support du stabilisateur et sur l'embout de tringle. Poser la rondelle, l'écrou et la goupille fendue sur le boulon. Serrer et freiner au fil les extrémités de la tringle.

d. Clamp the elevator to the stabilizer, clear of the tab, and check that the backlash at the trailing edge of the tab does not exceed 1.59 mm (1/16 in.).

e. Remove the clamp and release the elevator.

f. Operate the LH control column from stop to stop and check the gear tab for full travel when the stops are contacted. If full up and down tab travel cannot be obtained, check elevator travel and adjust cockpit stops to give full travel as indicated in Figure 5-12.

NOTE

Do not adjust gear tab once the neutral position has been effectively adjusted.

g. Check that all disturbed items are safetied and locked.

ADJUSTMENT OF ELEVATOR GEAR TAB (SNOWBIRD AIRCRAFT)

37. To adjust the elevator gear tab, proceed as follows:

a. Ensure the elevator gear tab is first adjusted in accordance with Paragraph 36.

b. Remove both elevator gear tab rods.

c. Adjust outboard rod to shortest permissible length and re-install.

d. Clamp elevator in neutral using clamp in kit (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 70) and verify gear tab measurements (see Figure 5-12).

e. Adjust inboard rod length to permit easy installation of attaching bolts in the horizontal bracket and rod-end. Complete installation of inboard gear tab rod.

f. Remove clamp and verify gear tab measurements when elevator assembly is moved in the full up and down position (see Figure 5-12).

d. Fixer la gouverne de profondeur au stabilisateur de façon à la dégager du tab et à s'assurer que le jeu au bord de fuite du tab ne dépasse pas 1.59 mm (1/16 po).

e. Enlever la bride de fixation et libérer la gouverne de profondeur.

f. Actionner le manche de commande de gauche d'une butée à l'autre et s'assurer que le tab automatique fonctionne bien quand les butées sont atteintes. Si le tab n'offre pas un débattement complet, vérifier la course de la gouverne de profondeur et régler les butées au poste de pilotage de façon à obtenir le débattement complet indiqué à la figure 5-12.

NOTA

Ne pas régler le tab automatique une fois que la position neutre est bien réglée.

g. Vérifier tous les organes déplacés et s'assurer qu'ils sont bien fixés et freinés.

RÉGLAGE DU TAB AUTOMATIQUE DE GOUVERNE DE PROFONDEUR (AVIONS SNOWBIRD)

37. Pour régler le tab automatique de gouverne de profondeur, procéder comme suit :

a. S'assurer d'abord que le tab automatique de gouverne de profondeur est réglé conformément au paragraphe 36.

b. Déposer les deux tringles de tab automatic de gouverne de profondeur.

c. Régler la tringle extérieure à plus courte longueur permise et la réinstaller.

d. Caler la gouverne de profondeur en position neutre au moyen du dispositif de blocage de nécessaire (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 81) et vérifier les mesures du tab automatique (voir figure 5-12).

e. Vérifier tous les articles déplacés pour s'assurer qu'ils sont bien fixés et freinés.

f. Enlever le dispositif de blocage et vérifier les mesures du tab automatique pendant qu'on déplace la gouverne de profondeur jusqu'aux positions haute maximale et basse maximale (voir figure 5-12).

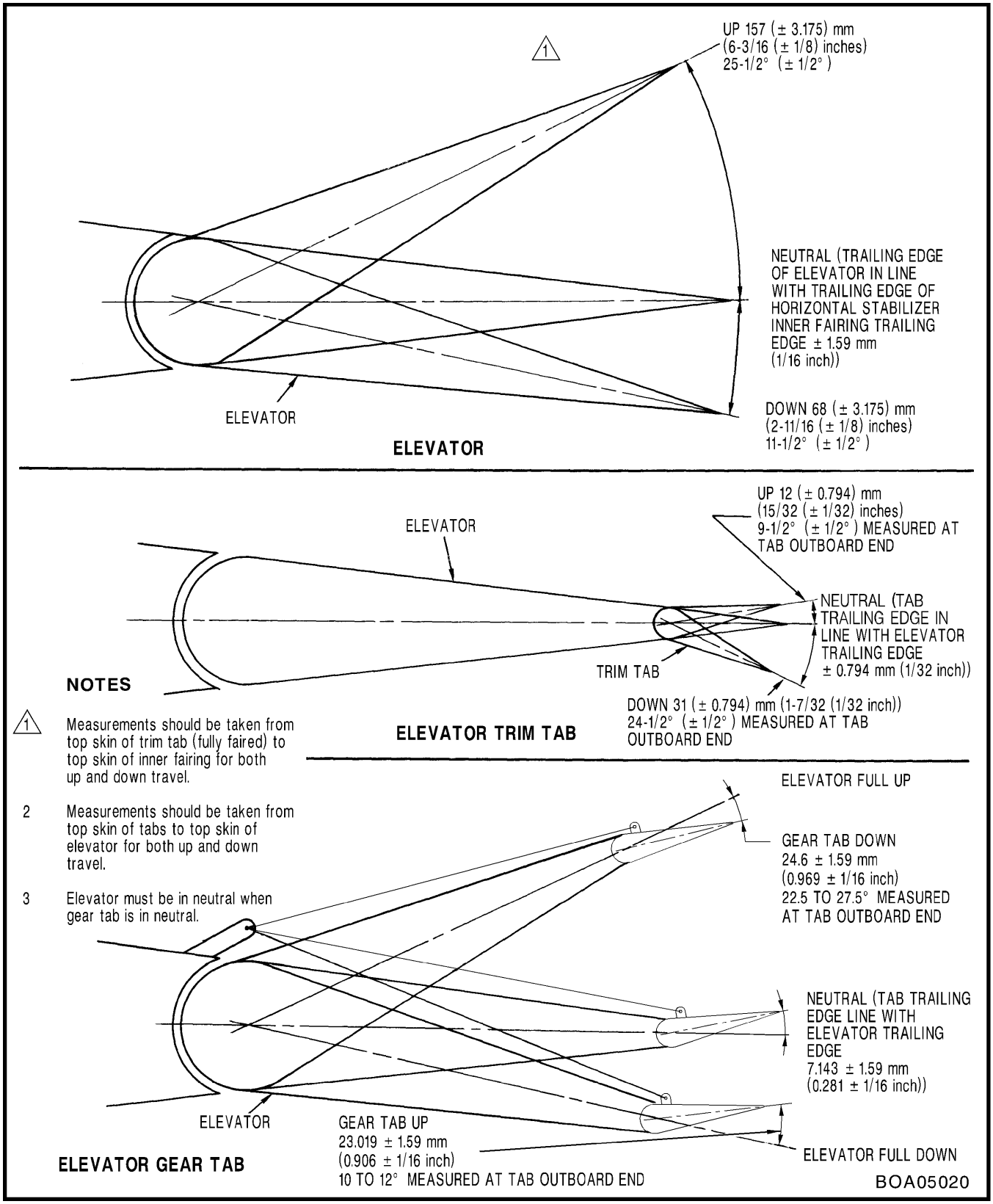


Figure 5-12 Elevator and Tabs – Ranges of Movement

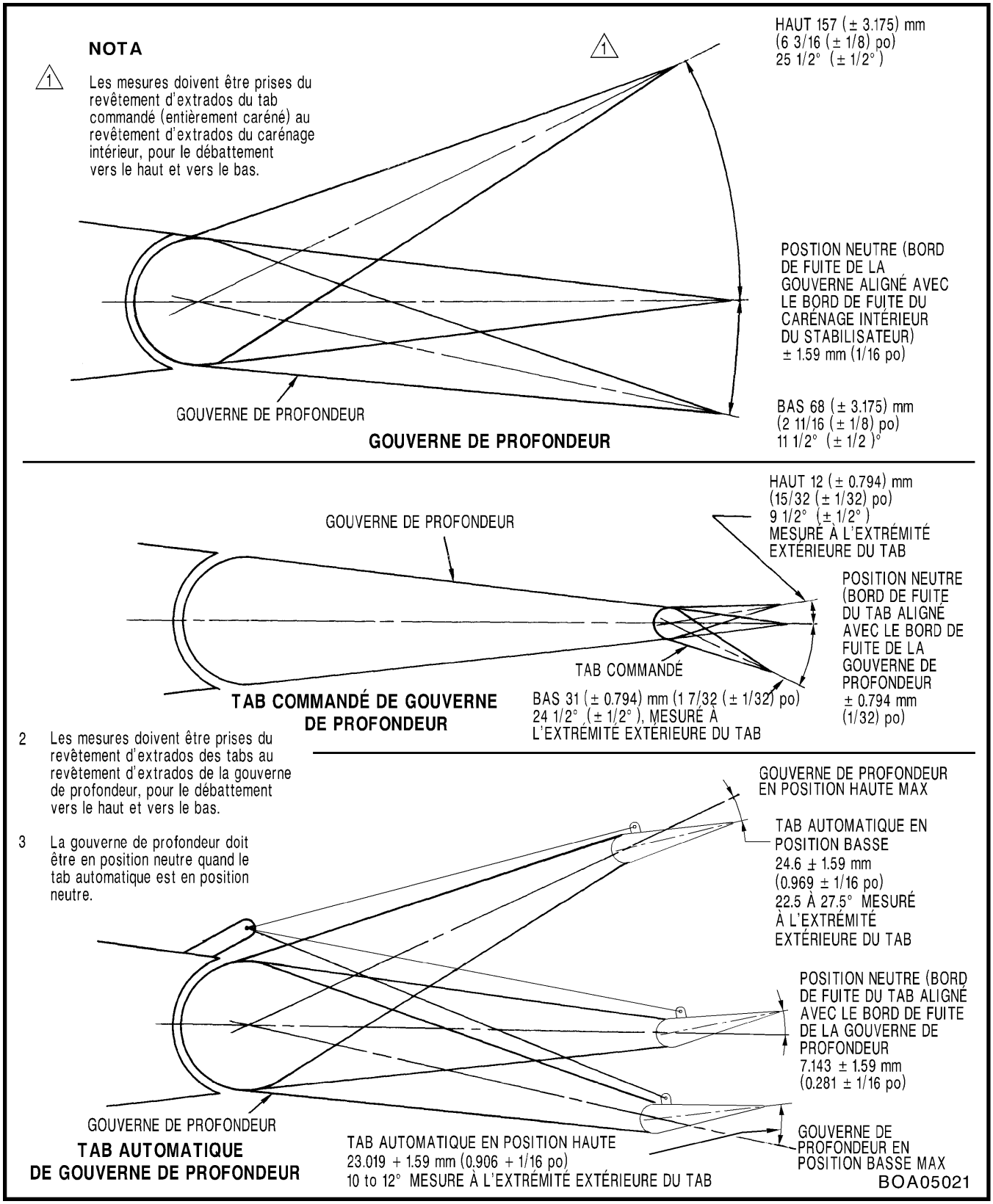


Figure 5-12 Gouverne de profondeur et tabs – débattements

ELEV TRIM ALTERNATE Control Switch Setting Position du sélecteur ELEV TRIM ALTERNATE	Instructor Aileron Elevator Switch Setting Position du sélecteur ailerons-gouverne de profondeur de l'instructeur	Student Aileron Elevator Switch Setting Position du sélecteur ailerons-gouverne de profondeur de l'élève	Elevator Trim Control Relay Relais de commande de tab commandé de gouverne de profondeur	Elevator O/Ride Relay Relais de surpassement de gouverne de profondeur	Actuator Winding Enroulement du vérin	
					Nose Up Cabré	Nose Down Piqué
NORM	UP	UP or/ou DOWN	X	X	X	0
NORM	DOWN	UP or/ou DOWN	X	X	0	X
NORM	NEUTRAL	UP	X	0	X	0
NORM	NEUTRAL	DOWN	X	0	0	X
NORM	NEUTRAL	NEUTRAL	X	0	0	0
OFF	NEUTRAL	NEUTRAL	0	0	0	0

X = energized

0 = de-energized

X = excité

0 = désexcité

Figure 5-13 Elevator Circuit Operation
Figure 5-13 Fonctionnement du circuit de la gouverne de profondeur

g. Check that all disturbed items are safetied and locked.

ELEVATOR TRIM – ELECTRICAL

GENERAL

38. The elevator electrical system controls the operation of the elevator trim tab by means of the normal control circuit or the alternate control circuit. An isolation switch is used in the event of a malfunction in the system to prevent runaway of the actuator. Indication is provided when the elevator trim tab is in the takeoff trim position.

OPERATION

39. The elevator trim tab is operated by either the normal control circuit or the alternate control circuit. The elevator trim control relay is energized when the ELEV TRIM ALTERNATE switch is set to NORM. The elevator O/ride relay is energized when the instructor selects up or down on his aileron-elevator switch. The elevator O/ride relay overrides the selection on the student's aileron-elevator switch. The diode network is used to isolate the up control signal from the down control line, and the down control signal from the up control line. In the case of malfunction of the normal control circuit, the student resorts to the alternate control mode.

40. In the alternate control mode, the student selects NOSE UP or NOSE DN positions on the ELEV TRIM ALTERNATE switch. Power is then applied directly to the actuator via these switch settings. The electrical features of the elevator trim tab actuator field windings are identical to the aileron trim tab actuator fields windings. Circuit operation is detailed in Figure 5-13.

g. Vérifier tous les articles déplacés pour s'assurer qu'ils sont bien fixés et freinés.

TAB COMMANDÉ DE GOUVERNE DE PROFONDEUR – CIRCUIT ÉLECTRIQUE

GÉNÉRALITÉS

38. Le circuit électrique de la gouverne de profondeur commande le fonctionnement du tab commandé de gouverne de profondeur au moyen du circuit de commande normal ou du circuit de commande auxiliaire. En cas de panne du circuit, un interrupteur d'isolement empêche le fonctionnement intempestif du vérin. Une indication est assurée quand le tab commandé de gouverne de profondeur est en position de décollage.

FONCTIONNEMENT

39. Le tab commandé de gouverne de profondeur est actionné soit par le circuit de commande normal, soit par le circuit de commande auxiliaire. Le relais de commande de tab commandé de gouverne de profondeur est excité quand le sélecteur ELEV TRIM ALTERNATE est sur NORM. Le relais de surpassement de gouverne de profondeur est excité quand l'instructeur choisit la position haute ou bassesur le sélecteur ailerons-gouvernes de profondeur. Le relais de surpassement de gouverne de profondeur permet de surpasser le choix du sélecteur ailerons-gouvernes de profondeur de l'élève. Le réseau de diodes est utilisé pour isoler le signal de commande vers le haut du circuit de commande vers le bas, et pour isoler le signal de commande vers le bas du circuit de commande vers le haut. En cas de défectuosité du circuit de commande normal, l'élève peut passer en mode de commande auxiliaire.

40. En mode de commande auxiliaire, l'élève sélecte la position NOSE UP ou NOSE DN sur le sélecteur ELEV TRIM ALTERNATE. Le vérin est alors alimenté directement par ces contacts du sélecteur. Les caractéristiques électriques du bobinage d'excitation du vérin de tab commandé de gouverne de profondeur sont identiques à celles du bobinage d'excitation du vérin de tab commandé d'aileron. Pour le fonctionnement détaillé du circuit, voir figure 5-13.

41. The elevator isolation switches are used in the event of a malfunction of the system to prevent runaway of the actuator. When the elevator isolation switch is depressed, the elevator trim control relay is de-energized, removing the control signals from the elevator trim tab actuator. The elevator trim control relay de-energizes as a 28 Vdc is supplied to both coil terminals and the IR drop across the coil becomes negligible.

42. The elevator trim tab position switch is closed when the elevator trim tab is in the takeoff trim position.

ELECTRICAL SCHEMATIC

43. For the electrical schematic diagram of the elevator trim, see Figure 5-8.

ELEVATOR TRIM ACTUATOR

44. The elevator trim actuator is an electrically driven 26 Vdc split-field motor. The rotation of the motor is controlled by the field to which the 26 Vdc is applied. The actuator incorporates an integral magnetic brake and radio noise filter. The normal loading of the motor is 22.6 N•m (200 in•lb). For further information on the elevator trim actuator, see C-17-695-000/MS-000.

REMOVAL AND INSTALLATION OF ELEVATOR TRIM ACTUATOR

45. For the removal and installation of the elevator trim actuator, see Figure 5-14.

COMPONENT LOCATIONS

46. For location of the electrical components used in the elevator control system, see Figure 5-15.

41. Les interrupteurs d'isolement de gouverne de profondeur sont utilisés en cas de mauvais fonctionnement panne du circuit pour empêcher le fonctionnement intempestif du vérin. Quand l'interrupteur d'isolement de gouverne de profondeur est enfoncé, le relais de commande de tab commandé de gouverne de profondeur est désexcité, ce qui supprime les signaux de commande en provenance du vérin de tab commandé de gouverne de profondeur. Le relais de commande de tab commandé de gouverne de profondeur est désexcité lorsqu'un courant de 28 V c.c. parvient aux deux bornes de la bobine et que la chute de tension entre ces bornes devient négligeable.

42. Le contacteur de position de tab commandé de gouverne de profondeur est fermé quand le tab commandé de gouverne de position est en position de décollage.

SCHÉMA ÉLECTRIQUE

43. Pour le schéma électrique du tab commandé de gouverne de profondeur, voir figure 5-8.

VÉRIN DE TAB COMMANDÉ DE GOUVERNE DE PROFONDEUR

44. Le vérin de tab commandé de gouverne de profondeur est constitué d'un moteur à champ fractionné de 26 V c.c. La rotation du moteur est commandée par l'inducteur auquel le courant 26 V c.c. est appliqué. Le vérin comporte un frein magnétique intégré et un filtre antiparasite. La charge normale du moteur est de 22.6 N•m (200 po•lb). Pour plus de renseignements sur le vérin de tab commandé de gouverne de profondeur, voir C-17-695-000/MS-000.

DÉPOSE ET POSE DU VÉRIN DE TAB COMMANDÉ DE GOUVERNE DE PROFONDEUR

45. Pour la pose et la dépose du vérin de tab commandé de gouverne de profondeur, voir figure 5-14.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

46. Pour l'emplacement des éléments électriques de la chaîne de commande de profondeur, voir figure 5-15.

ADJUSTMENT AND FUNCTIONAL CHECK OF ELEVATOR TRIM

47. To carry out adjustments and the functional check of the elevator trim system, proceed as follows:

CAUTION

The trim actuator shall not be operated at any one time for a period in excess of 1 minute. A cooling off period of not less than 5 minutes shall be allowed after each prolonged operation.

a. Energize the dc bus (see C-12-114-000/MF-001).

b. If the aircraft is not on the wheels, pull out the GND SAFETY circuit-breaker located in the nose compartment.

NOTE

This will de-energize ground safety relay No. 2 and permit operation of the elevator takeoff position light.

c. Set the ELEV TRIM ALTERNATE switch, on the LH console to NORM.

d. Ensure that the following circuit-breakers are pushed in:

(1) ELEV. & AILERON TRIM.

(2) ALTERNATE TRIM CONT. ELEV.

(3) MASTER WARN.

e. Using the trim switch on either control column, push the switch forward and hold in this position until the trim tab upward movement is stopped by the limit switch in the actuator.

f. Remove the trim rod fairing on the top surface of the elevator and disconnect one of the trim rods at the tab end.

RÉGLAGE ET VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU TAB COMMANDÉ DE GOUVERNE DE PROFONDEUR

47. Pour les réglages et la vérification de fonctionnement du circuit du tab commandé de gouverne de profondeur, procéder comme suit :

ATTENTION

Ne jamais faire fonctionner le vérin de tab commandé pendant plus d'une minute à la fois. Prévoir une période de refroidissement d'au moins 5 minutes après chaque fonctionnement prolongé.

a. Mettre le bus c.c. sous tension (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Si l'avion ne repose pas sur ses roues, désenclencher le disjoncteur GND SAFETY, situé dans le compartiment avant.

NOTA

Ceci désexcite le relais de sécurité au sol n° 2 et permet le fonctionnement du voyant de position de décollage de la gouverne de profondeur.

c. Mettre le sélecteur ELEV TRIM ALTERNATE de la console gauche sur NORM.

d. S'assurer que les disjoncteurs suivants sont enclenchés :

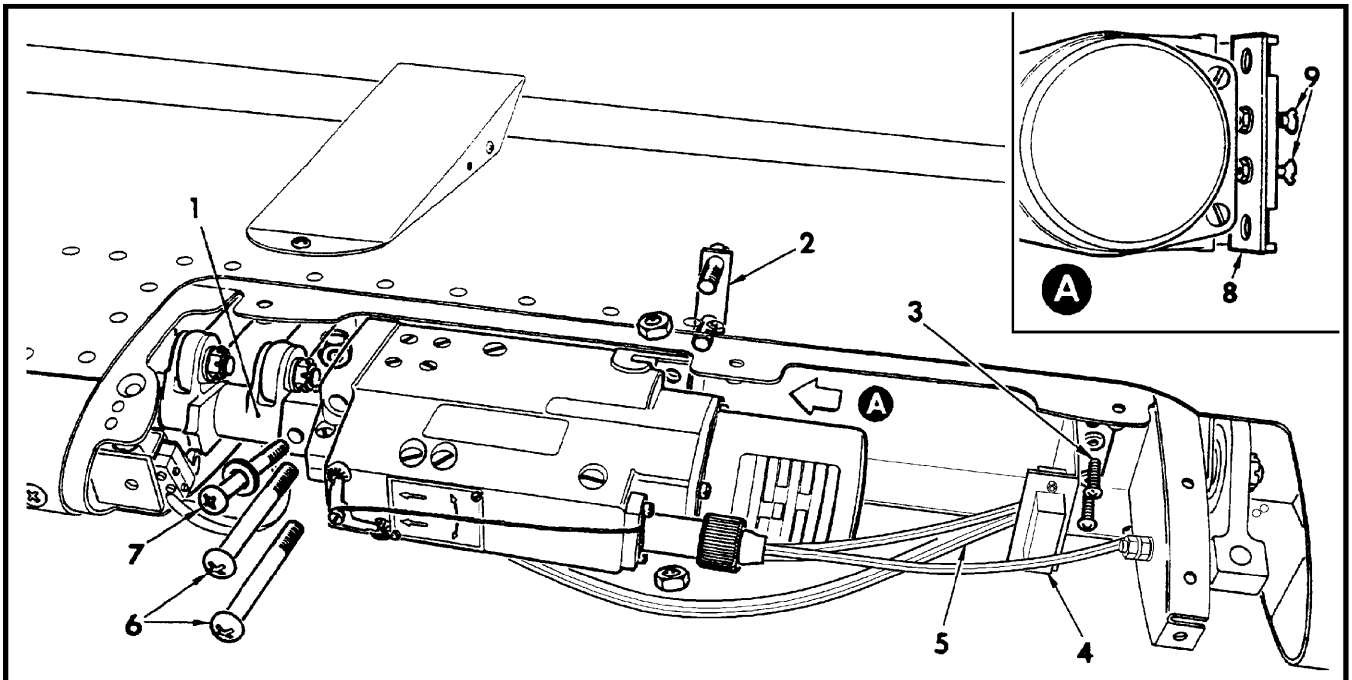
(1) ELEV. & AILERON TRIM.

(2) ALTERNATE TRIM CONT. ELEV.

(3) MASTER WARN.

e. Pousser le bouton de compensation sur l'un des manches de commande vers l'avant et le maintenir dans cette position jusqu'à ce que le mouvement ascendant du tab commandé soit arrêté par le contacteur de fin de course dans le vérin.

f. Déposer le carénage de la tringle de tab commandé, sur l'extrados de la gouverne de profondeur, et détacher l'une des tringles de tab commandé à l'extrémité du tab.



REMOVAL

STEPS

1 Gain access to actuator by removing panel at leading edge of elevator (see C-12-114-000/MF-001).

2 Disconnect electrical lead (5) at relay.

3 Remove the **two** screws (3) and washers from relay (4) and secure relay out of working area.

4 Remove nut, washer and pinch bolt (7).

5 Remove the two screws (6).

6 Back off the nuts on mounting plate (2).

7 Slide actuator clear of lever (1) and withdraw from elevator.

8 Remove nuts and mounting plate (2) from actuator.

9 Remove nuts, washers and screws (9). Remove plate (8) from actuator.

INSTALLATION

STEPS

1 Position plate (8) on actuator and install screws (9), washers and nuts.

2 Loosely install mounting plate (2) and nuts on actuator.

3 Position actuator in elevator with marked serration on shaft aligned with mark on lever (1) and mounting plate (2) in the mounting bracket.

4 Install pinch screw (7), washer and nut.

5 Install the two screws (6).

6 Tighten the nuts on mounting plate (2).

7 Position relay (4) and install the **two** screws (3) and washers.

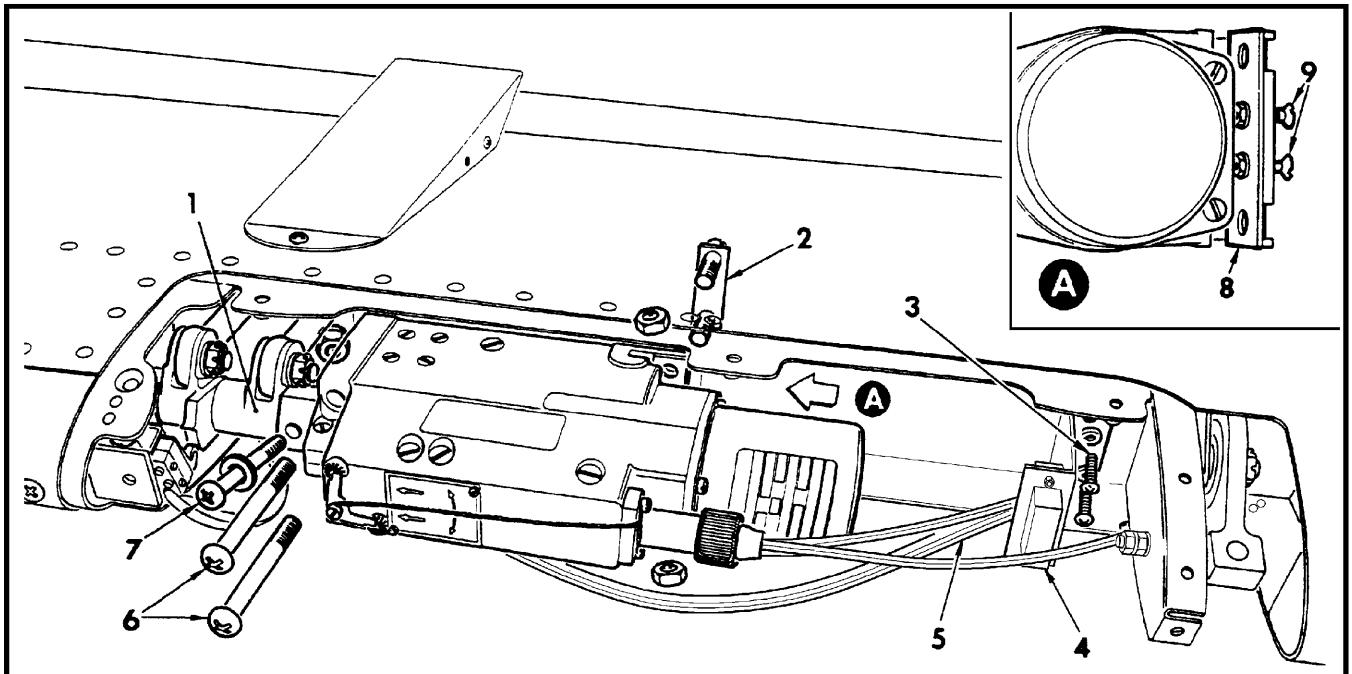
8 Connect electrical lead (5) to relay.

9 Adjust and perform a functional check on the elevator trim (see text).

10 Install access panel.

BOA05023

Figure 5-14 Removal and Installation of Elevator Trim Actuator



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Accéder au vérin en enlevant le panneau au bord d'attaque de la gouverne de profondeur (voir C-12-114-000/MF-001).

2 Débrancher le fil électrique (5) au relais.

3 Enlever les deux vis (3) et les rondelles du relais (4) et fixer le relais hors de la zone de travail.

4 Enlever l'écrou, la rondelle et le boulon de coinçage (7).

5 Enlever les deux vis (6).

6 Reculer les écrous sur la plaque de montage (2).

7 Glisser le vérin pour le dégager du levier (1) et le retirer de la gouverne de profondeur.

8 Enlever les écrous et la plaque de montage (2) du vérin.

9 Enlever les écrous, les rondelles et les vis (9). Enlever la plaque (8) du vérin.

POSE

ÉTAPES

1 Positionner la plaque (8) sur le vérin et poser les vis (9), les rondelles et les écrous.

2 Poser, sans serrer, la plaque de montage (2) et les écrous sur le vérin.

3 Positionner le vérin dans la gouverne de profondeur de façon que la rainure sur l'arbre soit alignée avec le repère sur le levier (1) et avec la plaque de montage (2) dans la ferrure de montage.

4 Poser la vis de coinçage (7), la rondelle et l'écrou.

5 Poser les deux vis (6).

6 Serrer les écrous sur la plaque de montage (2).

7 Positionner le relais (4) et poser les deux vis (3) et les rondelles.

8 Brancher le fil électrique (5) au relais.

9 Régler le tab commandé de gouverne de profondeur et vérifier son fonctionnement (voir texte).

10 Poser le panneau d'accès.

BOA05024

Figure 5-14 Dépose et pose du vérin de tab commandé de gouverne de profondeur

Component Élément	Location Emplacement
Elevator trim control relay (K6C) Relais de commande de tab commandé de gouverne de profondeur (K6C)	Elevator Gouverne de profondeur
Elevator trim tab actuator (B2C) Vérin de tab commandé de gouverne de profondeur (B2C)	Elevator Gouverne de profondeur
Elevator trim tab position switch (S8C) Sélecteur de position de tab commandé de gouverne de profondeur (S8C)	Elevator Gouverne de profondeur
Student aileron-elevator switch (S1C) Sélecteur ailerons-gouverne de profondeur de l'élève (S1C)	Stick grip, LH control column Poignée du manche, manche de commande gauche
Instructor aileron-elevator switch (S2C) Sélecteur ailerons-gouverne de profondeur d'instructeur (S2C)	Stick grip, RH control column Poignée du manche, manche de commande droit
Student elevator isolation switch (S1C) Interrupteur d'isolement de gouverne de profondeur de l'élève (S1C)	Stick grip, LH control column Poignée du manche, manche de commande gauche
Instructor elevator isolation switch (S2C) Interrupteur d'isolement de gouverne de profondeur de l'instructeur (S2C)	Stick grip, RH control column Poignée du manche, manche de commande droit
ELEV. & AILERON TRIM circuit breaker (CB4C) Disjoncteur ELEV. & AILERON TRIM (CB4C)	Centre console Pylône de commande
ALTERNATE TRIM CONT. ELEV. circuit-breaker (CB1C) Disjoncteur ALTERNATE TRIM CONT. ELEV. (CB1C)	Centre console Pylône de commande
ELEV TRIM ALTERNATE switch (S4C) Sélecteur ELEV TRIM ALTERNATE (S4C)	LH console Console gauche

Figure 5-15 (Sheet 1 of 2) Component Locations
Figure 5-15 (feuille 1 de 2) Emplacement des éléments

Component Élément	Location Emplacement
Elevator O/ride relay (K1C) Relais de surpassement de gouverne de profondeur (K1C)	LH console Console gauche
Diodes (2) (CR3C, CR4C)	A2 discrete component box (cockpit) Boîtier de composants discrets A2 (poste de pilotage)
Resistor, 25 Ω (R1C) Résistance, 25 Ω (R1C)	Horizontal stabilizer by TB234 Stabilisateur par TB234

Figure 5-15 (Sheet 2 of 2) Component Locations
Figure 5-15 (feuille 2 de 2) Emplacement des éléments

g. Adjust the other trim rod to position the trailing edge of trim tab above the elevator trailing edge (see Figure 5-12). Secure the jam nuts and lockwire the adjuster with wire (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-3, Item 227).

h. Adjust the disconnected trim rod until the attachment bolt can be installed easily in both tab bracket and rod-end. Install washer, nut and cotter pin on the bolt. Secure the check nuts and lockwire the adjuster.

i. Move the trim switch aft and hold in this position until the downward movement of the tab is stopped by the limit switch in the actuators. Check the tab for full down travel (see Figure 5-12).

j. Operate the trim tab from full up to full down and vice-versa. Check for full travel and that operating time for full travel is 11.5 ±2 seconds.

k. Clamp the elevator to the stabilizer, clear of the tab, and check that the backlash at the trim tab trailing edge does not exceed 1.59 mm (1/16 in.).

l. Remove the clamp and install the trim rod fairing.

m. Adjust the takeoff position indication micro- switch in the elevator as follows:

(1) Remove the trim actuator access panel at the leading edge of the elevator.

(2) Using either trim switch, bring the trim tab to its neutral position.

NOTE

Trim tab is in neutral when trailing edge of tab is in line with trailing edge of elevator (±0.794 mm [±1/32 in.]).

g. Régler l'autre tringle de tab commandé pour positionner le bord de fuite du tab commandé au-dessus du bord de fuite de la gouverne de profondeur (voir figure 5-12). Serrer les contre-écrous et freiner au fil le dispositif de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-3, article 227).

h. Régler la tringle détachée du tab commandé de façon à ce que le boulon de fixation puisse être posé facilement dans la ferrure du tab et dans l'embout de la tringle. Poser une rondelle, un écrou et une goupille fendue sur le boulon. Serrer les contre-écrous et freiner au fil le dispositif de réglage.

i. Déplacer le bouton du tab commandé vers l'arrière et le tenir dans cette position jusqu'à ce que le mouvement descendant du tab soit arrêté par le contacteur de fin de course dans les vérins. S'assurer que le tab s'abaisse sur toute sa course descendante (voir figure 5-12).

j. Manoeuvrer le tab commandé sur toute sa course de haut en bas et vice versa. S'assurer que le temps nécessaire pour parcourir toute la course est de 11.5 ±2 secondes.

k. Bloquer la gouverne de profondeur sur le stabilisateur, dégager le tab et s'assurer que le jeu au bord de fuite du tab commandé ne dépasse pas 1.59 mm (1/16 po).

l. Enlever le dispositif de blocage et poser le carénage de la tringle de tab commandé.

m. Régler le microcontact d'indication de position de décollage dans la gouverne de profondeur comme suit :

(1) Enlever le panneau d'accès du vérin de tab commandé, au bord d'attaque de la gouverne de profondeur.

(2) En utilisant l'un ou l'autre des boutons de compensation, amener le tab commandé à sa position neutre.

NOTA

Le tab commandé est en position neutre quand son bord de fuite est aligné avec le bord de fuite de la gouverne de profondeur (±0.794 mm [±1/32 po]).

(3) Adjust the microswitch to bring the actuating roller of the switch into light contact with the highest point on the trim actuator cam. Move the switch, radially, until the elevator trim tab takeoff light on the annunciator panel comes on. Secure and lock the switch in this position.

(4) Operate the trim tab up and down and check that the trim indicator light comes on only when the trim tab is in its neutral position (±2.38 mm [±3/32 in.]).

(5) Install the trim actuator access panel.

n. Check that all disturbed items are safetied and locked.

o. Using the trim switch on each control column alternately, operate the trim tab from full up to full down and vice-versa. Check that the operating time for full travel on either switch is 11.5 ±2 seconds. During the operation, check that the instructor trim switch overrides any selection made on the student trim switch.

p. With the trim tab being operated as in Step r, depress the elevator trim isolation switch on each control column, alternately, and check that the selections made on both trim switches are cut off and that tab movement is stopped.

q. Set the ELEV TRIM ALTERNATE switch to NOSE DN. Check that the tab moves up and that the movement is not affected by any selection on either trim switch on the control columns.

r. Set the ELEV TRIM ALTERNATE switch to NOSE UP. Check that the tab moves down and that the movement is not affected by any selection on either trim switch on the control columns.

s. Return the trim tab to its neutral position.

(3) Régler le microcontact pour amener le galet de commande en léger contact avec le point le plus haut sur la came du vérin de tab commandé. Déplacer le bouton radialement jusqu'à ce que le voyant de position de décollage du tab commandé de gouverne de profondeur sur le panneau annonciateur s'allume. Fixer et verrouiller le bouton dans cette position.

(4) Manoeuvrer le tab commandé vers le haut et vers le bas et s'assurer que le voyant indicateur de compensation s'allume seulement quand le tab commandé est en position neutre (±2.38 mm [±3/32 po]).

(5) Poser le panneau d'accès du vérin de tab commandé.

n. S'assurer que toutes les pièces touchées sont bien fixées et verrouillées.

o. En utilisant le bouton de compensation sur chaque manche de commande à tour de rôle, manoeuvrer le tab commandé sur toute sa course de haut en bas et vice versa. S'assurer que le temps de déplacement sur toute la course avec chacun des boutons est de 11.5 ±2 secondes. Pendant le fonctionnement, s'assurer que le bouton de compensation de l'instructeur surpasse toute sélection effectuée avec le bouton de compensation de l'élève.

p. En manoeuvrant le tab commandé comme à l'étape r, enfoncer le poussoir d'isolement du tab commandé de gouverne de profondeur sur chaque manche de commande à tour de rôle, et s'assurer que les sélections effectuées sur chacun des boutons de compensation sont annulées et que le tab commandé cesse de se déplacer.

q. Mettre le sélecteur ELEV TRIM ALTERNATE sur NOSE DN. S'assurer que le tab se déplace vers le haut et que ce mouvement n'est pas modifié par une sélection quelconque sur l'un ou l'autre des boutons de compensation.

r. Mettre le sélecteur ELEV TRIM ALTERNATE sur NOSE UP. S'assurer que le tab se déplace vers le bas et que ce mouvement n'est pas modifié par une sélection quelconque sur l'un ou l'autre des boutons de compensation des manches de commande.

s. Ramener le tab commandé en position neutre.

t. Push in the GND SAFETY circuit-breaker located in the nose compartment, if it has been pulled out in Step b. De-energize the dc bus.

u. Lower the guard on the ELEV TRIM ALTERNATE switch.

RUDDER CONTROL SYSTEM

GENERAL

48. Two pairs of rudder pedals, mounted side by side, are suspended from a cross-beam in the cockpit. The pedals, of each pair, are connected by adjustable screw-jacks to each end of centrally pivoted tee-bars mounted on the top of vertical shafts forward of the pedals (see Figures 5-2 and 5-16). The screw-jacks on each pair of pedals can be individually adjusted for length by means of flexible drives and directionally marked operating knobs located on the cross-beam centrally above the pedals. The two pairs of pedals are interconnected by two push-pull rods which connect the lower levers of the two vertical shafts. The inboard ends of the two push-pull rods connect to a central vertical shaft assembly which extends through the cockpit floor at FS 153. Fore and aft movement of the rudder pedals is transmitted from the central vertical shaft by a push-pull rod routed below the cockpit floor to the bellcrank at FS 207. From the bellcrank a push-pull rod is routed aft and upwards to a bellcrank on a shaft assembly at FS 231 which is in turn connected by a push-pull rod to a bellcrank at FS 231 which is in turn connected by a push-pull rod to a bellcrank at FS 262. Push-pull rods, interconnected by idler levers, are routed aft through the fuselage joint to a bellcrank lever assembly at FS 406 in the lower part of the vertical stabilizer. A push-pull rod connects the bellcrank lever to a lever attached to the base of the rudder. A fixed tab, in the form of a metal strip, is attached to the lower trailing edge of the rudder. The tab may be bent along its full length as required to correct directional stability.

49. Nose wheel steering, which is operative when the aircraft is on the ground, is interconnected with the rudder control system by a spring bungee from the central vertical shaft in the cockpit.

t. Enclencher le disjoncteur GND SAFETY, situé dans le compartiment avant, s'il a été désenclenché à l'étape b. Mettre le bus c.c. hors tension.

u. Abaisser le cache sur le sélecteur ELEV TRIM ALTERNATE.

CHAÎNE DE COMMANDE DE DIRECTION

GÉNÉRALITÉS

48. Deux paires de pédales de palonnier, montées côte à côte, sont suspendues à une poutre transversale dans le poste de pilotage. Les pédales de chaque paire sont reliées par des vérins à vis réglables à chaque extrémité de barres en T à pivot central montées au sommet des arbres verticaux en avant des pédales (voir figures 5-2 et 5-16). Les vérins à vis sur chaque paire de pédales peuvent être réglés individuellement en longueur au moyen de flexibles et de boutons de manoeuvre indiquant la direction, montés sur le centre de la poutre transversale, au-dessus des pédales. Les deux paires de pédales sont reliées au moyen de deux tringles à double effet qui raccordent les leviers inférieurs des deux arbres verticaux. Les embouts intérieurs des deux tringles à double effet sont raccordés à un arbre vertical central qui traverse le plancher du poste de pilotage à FS 153. Le mouvement avant-arrière des pédales de palonnier est transmis à partir de l'arbre vertical central par une tringle à double effet passant sous le plancher du poste de pilotage, jusqu'au guignol à FS 207. À partir du guignol, une tringle à double effet orientée vers l'arrière et vers le haut se raccorde à un guignol sur un arbre à FS 231, lequel est relié à son tour par une tringle à double effet à un guignol à FS 262. Les tringles à double effet, reliées par des leviers intermédiaires, sont orientées vers l'arrière et traversent le raccord fuselage pour se raccorder à un guignol à FS 406, dans la Partie inférieure de la dérive. Une tringle à double effet relie le guignol à un levier fixé à la base de la gouverne de direction. Un tab fixe, constitué d'une bande métallique, est posé sur le bord de fuite inférieur de la gouverne de direction. Ce tab peut être plié sur toute sa longueur au besoin pour corriger la stabilité directionnelle.

49. Le circuit d'orientation du train avant, qui fonctionne quand l'avion est au sol, est interconnecté avec la chaîne de commande de direction au moyen d'un ressort extenseur, à partir de l'arbre vertical central dans le poste de pilotage.

50. Adjustable control stops are provided at each tee-bar, forward of the rudder pedals, and at the lever at the base of the rudder. Holes for rigging pins to facilitate adjustment of the rudder controls are provided at the following components:

a. Each tee-bar forward of the rudder pedals.

b. The lower lever on the vertical shaft assembly at FS 153, below the cockpit floor.

c. Bellcrank at FS 207.

d. Bellcrank at FS 231.

e. Bellcrank assembly at FS 262.

f. Bellcrank lever at FS 387.

REMOVAL AND INSTALLATION OF RUDDER PEDAL

51. For rudder pedal removal and installation procedure, see Figure 5-17.

RUDDER PEDAL SCREW-JACK

52. For information on the rudder pedal screwjack, see C-13-B59-000/MS-000.

REMOVAL AND INSTALLATION OF RUDDER PEDAL SCREW-JACK

53. For rudder pedal screw-jack removal and installation procedure, see Figure 5-18.

REMOVAL AND INSTALLATION OF RUDDER

54. For the removal and installation of the rudder, see Part 4.

50. Des butées de commande réglables sont prévues à chaque barre en T, en avant du palonnier et au levier à la base de la gouverne de direction. Des trous pour broches de réglage, destinés à faciliter le réglage des commandes de direction, sont prévus dans les éléments suivants :

a. Chaque barre en T, en avant du palonnier.

b. Le levier inférieur sur l'arbre vertical à FS 153, sous le plancher du poste de pilotage.

c. Le guignol à FS 207.

d. Le guignol à FS 231.

e. Le guignol à FS 262.

f. Le levier du guignol à FS 387.

DÉPOSE ET POSE DES PÉDALES DE PALONNIER

51. Pour la dépose et la pose des pédales de palonnier, voir figure 5-17.

VÉRIN À VIS DE PÉDALE DE PALONNIER

52. Pour plus de renseignements sur le vérin à vis des pédales de palonnier, voir C-13-B59-000/MS-000.

DÉPOSE ET POSE DU VÉRIN À VIS DES PÉDALES DE PALONNIER

53. Pour la dépose et la pose du vérin à vis des pédales de palonnier, voir figure 5-18.

DÉPOSE ET POSE DE LA GOUVERNE DE DIRECTION

54. Pour la dépose et la pose de la gouverne de direction, voir Partie 4.

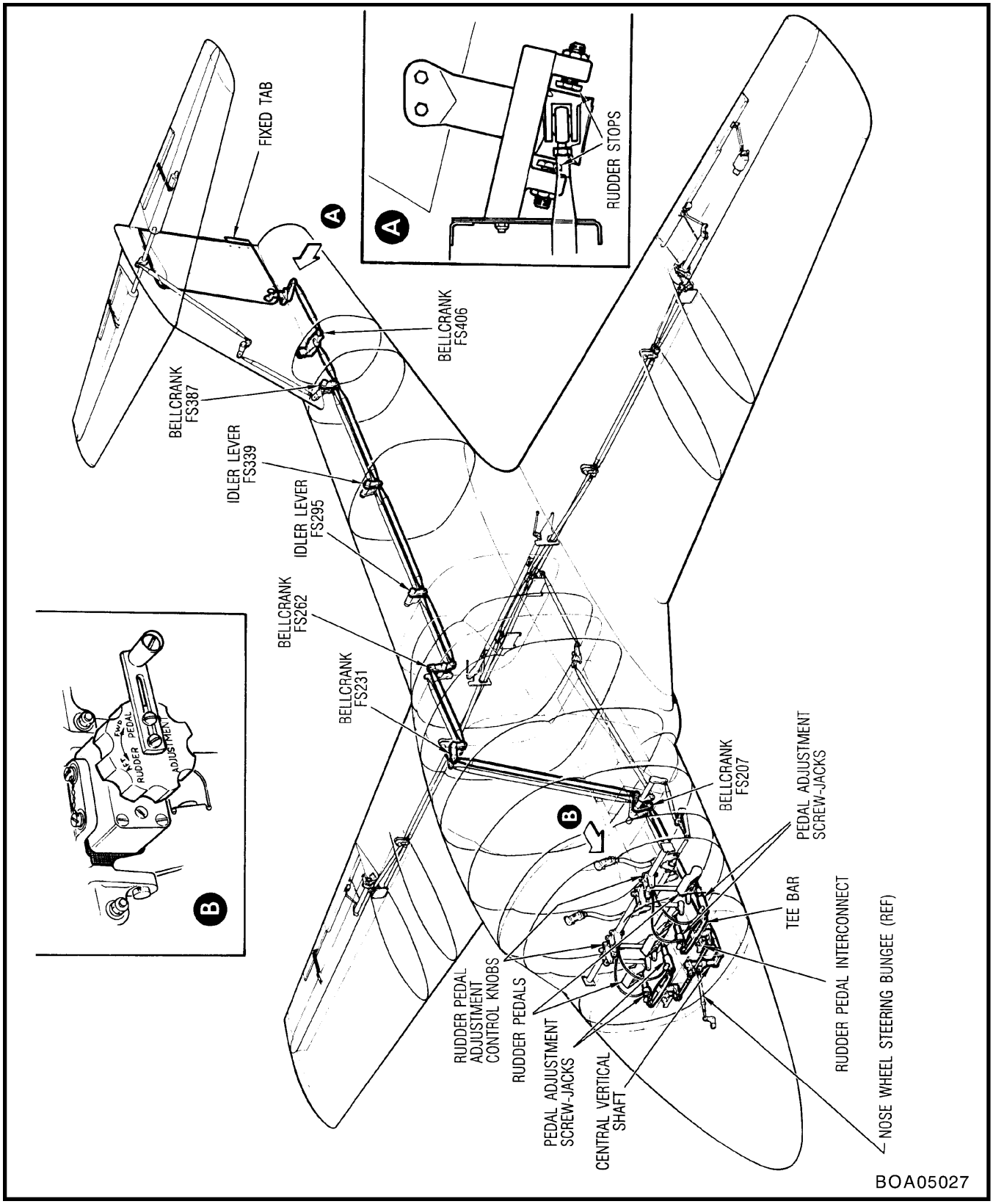


Figure 5-16 Rudder Control System

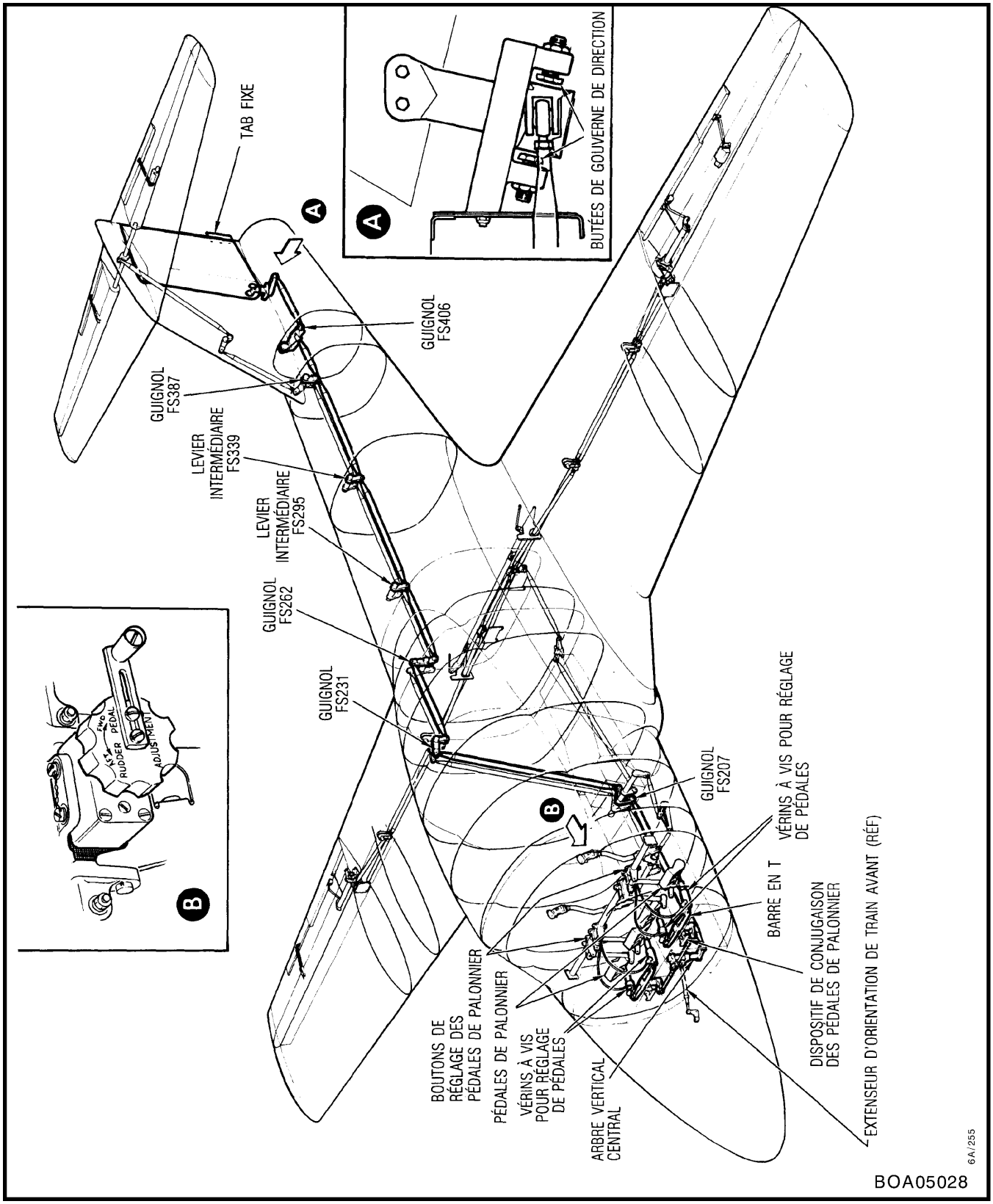
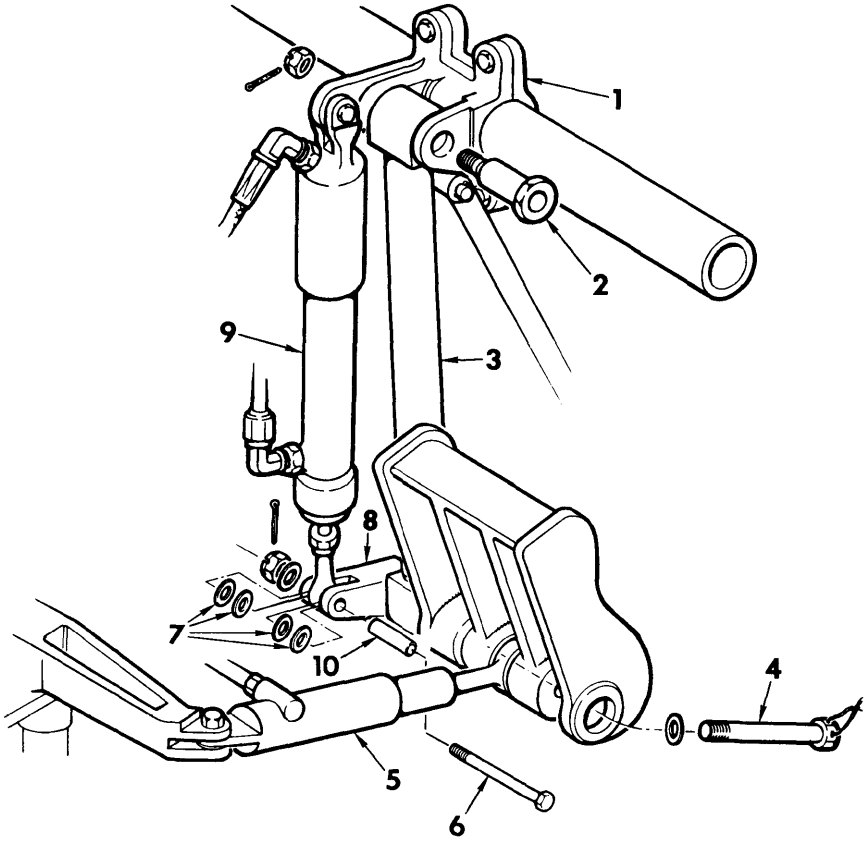


Figure 5-16 Chaîne de commande de direction



REMOVAL

STEPS

1 Break lockwire and remove bolt (4) and washer from rudder pedal and disengage screw-jack (5).

2 Remove cotter pin, nut, washer, spacer (10), bolt (6) and spacer washers (7), and disengage brake cylinder (9).

3 Remove cotter pin, nut and bolt (2) from pedal arm (3). Disengage pedal arm from support bracket (1) and remove rudder pedal from aircraft.

INSTALLATION

STEPS

1 Position rudder pedal arm (3) in support bracket (1) and install bolt (2), nut and cotter pin.

2 Connect brake cylinder (9) to pedal lever (8) and install bolt (6), spacer (10), spacer washers (7), washer, nut and cotter pin.

NOTE

Spacer washers (7) are positioned on both sides of brake cylinder rod-end.

3 Connect screw-jack (5) to pedal and install bolt (4) and washer. Lockwire bolt with wire (see Figure 1-2, item 12).

4 Check operation of brakes and rudder pedal adjustment.

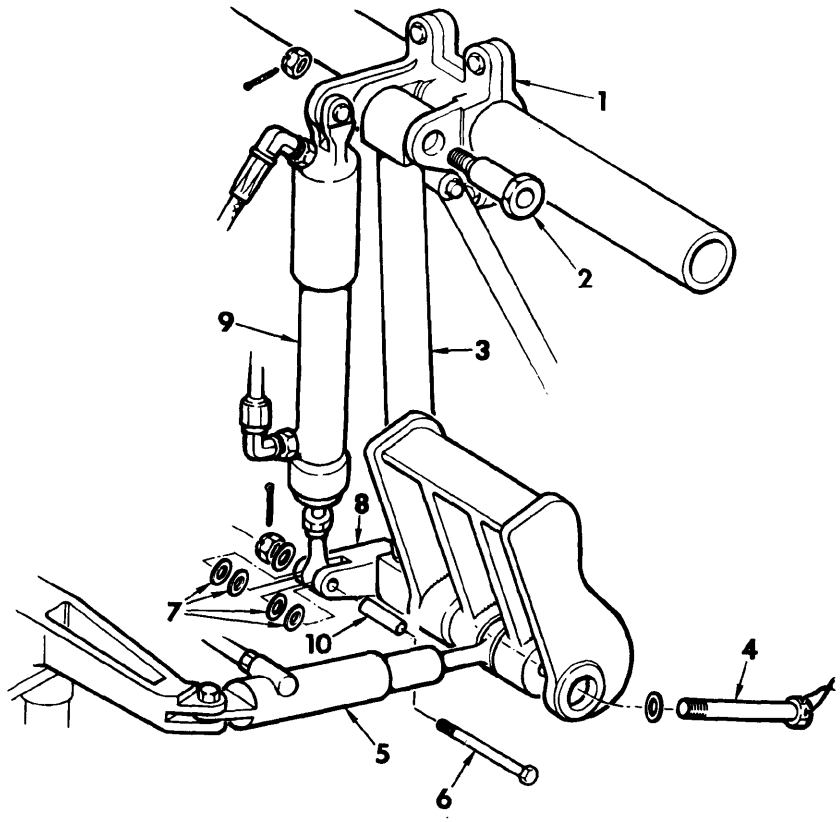
NOTE

Do not apply pressure to the pedals when checking pedal adjustment.

6A/345

BOA05029

Figure 5-17 Removal and Installation of Rudder Pedal



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Briser le fil à freiner, enlever le boulon (4) et la rondelle de la pédale de palonnier et dégager le vérin à vis (5).

2 Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle, la pièce d'écartement (10), le boulon (6) et les rondelles d'écartement (7), et dégager le cylindre de frein (9).

3 Enlever la goupille fendue, l'écrou et le boulon (2) du bras de la pédale (3). Dégager le bras de la pédale de la ferrure de support (1) et enlever la pédale de palonnier de l'avion.

POSE

ÉTAPES

1 Positionner le bras de pédale de palonnier (3) dans la ferrure de support (1) et poser le boulon (2), l'écrou et la goupille fendue.

2 Raccorder le cylindre de frein (9) au levier de la pédale (8) et poser le boulon (6), la pièce d'écartement (10), les rondelles d'écartement (7), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

NOTA

Les rondelles d'écartement (7) sont positionnées des deux côtés de l'embout de tringle du cylindre de frein.

3 Raccorder le vérin à vis (5) à la pédale et poser le boulon (4) et la rondelle. Freiner le boulon avec du fil (voir figure 1-2, article 12).

4 Vérifier le fonctionnement des freins et le réglage de la pédale de palonnier.

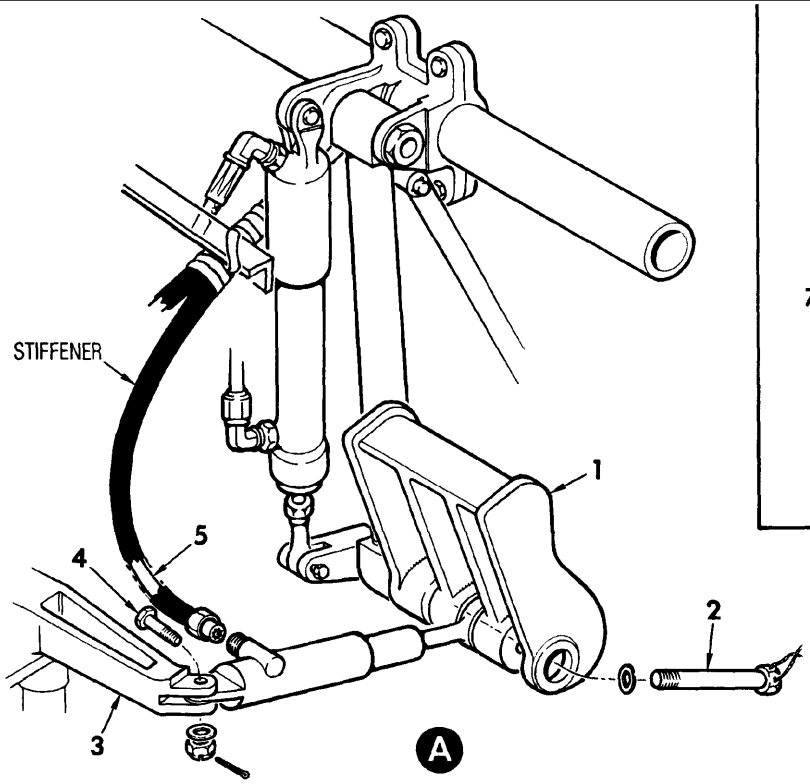
NOTA

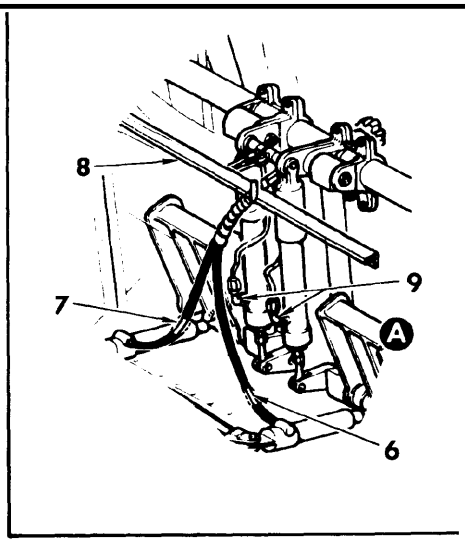
Ne pas exercer de pression sur les pédales pendant qu'on vérifie leur réglage.

6A/345

BOA05030

Figure 5-17 Dépose et pose des pédales de palonnier





RH FLEXIBLE DRIVE SHAFTS INSTALLATION

REMOVAL

STEPS

1 Disconnect flexible drive shaft (5).

2 Break lockwire and remove bolt (2) and washer from rudder pedal (1).

3 Remove cotter pin, nut, washer and bolt (4) from tee bar (3). Disengage screw-jack and remove from aircraft.

INSTALLATION

STEPS

1 Operate rudder pedal adjustment to position the set of pedals in the full aft position.

2 Turn screw-jack, by hand, to its full extension. Check that the extended travel is equal to that of the installed screw-jack.

3 Position screw-jack in tee bar (3) and install bolt (4), washer, nut and cotter pin.

4 Engage rod-end of screw-jack in rudder pedal (1) and install bolt (2) and washer. Check that rudder pedals are aligned with each other. Lockwire bolt with wire (see Figure 1-2, item 12).

   a Clockwise rotation of pedal adjustment handle extends pedals.

   b Do not apply pressure to the pedals when adjusting.

   c Be careful not to wind adjusting handle beyond full travel limits of screw-jacks.

5 Connect flexible drive shaft (5).

6 Check operation of rudder pedal adjustment.

7 Procedure for installing the RH flexible drive shafts (see View A) is as follows:

   a Secure drive shafts (6) and (7) to aluminium channel (8) using a 0.61 m (24 inch) length of plastic lacing (item 18).

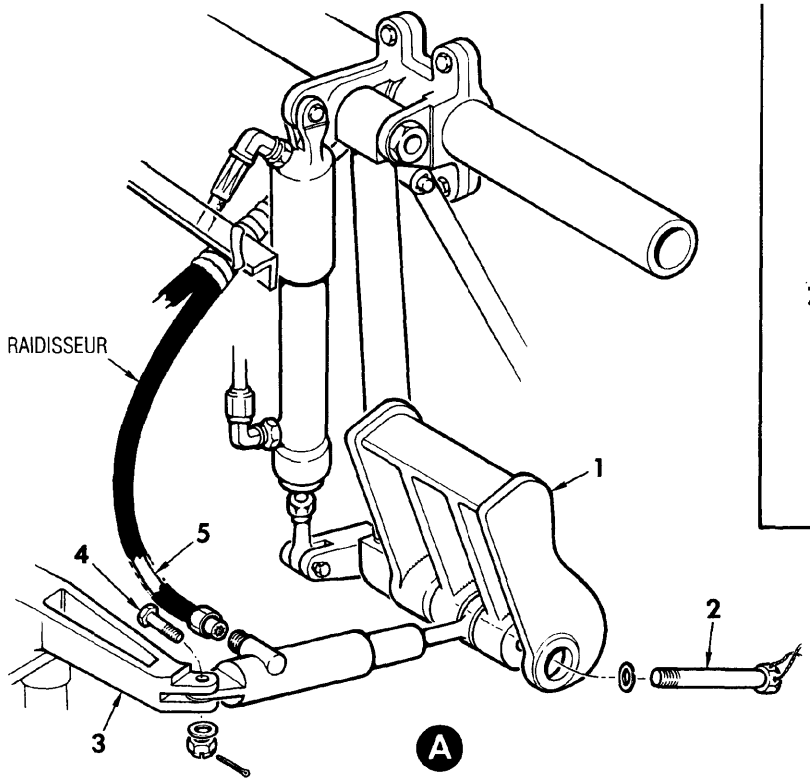
   b Adjust pedals to full forward position and work pedals back and forth to ensure that there is no fouling between the flexible drives and the lower elbow (9) on each brake master cylinder.

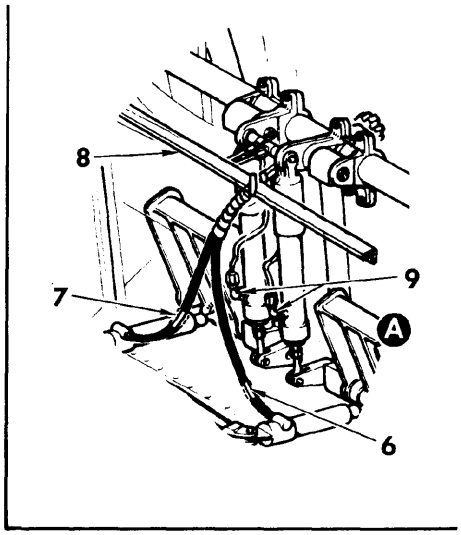
   c Check operation of rudder pedal adjustment.

6A/319 6A/345

BOA05031

Figure 5-18 Removal and Installation of Rudder Pedal Screw-Jack





POSE DES FLEXIBLES D'ENTRAÎNEMENT DROITS

DÉPOSE

ÉTAPES

1 Déconnecter le flexible d'entraînement (5).

2 Briser le fil à freiner et enlever le boulon (2) et la rondelle de la pédale de palonnier (1).

3 Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (4) de la barre en T (3). Dégager le vérin à vis et le déposer de l'avion.

POSE

ÉTAPES

1 Actionner le dispositif de réglage de la pédale pour placer le palonnier à la position arrière maximale.

2 Tourner le vérin à vis manuellement jusqu'à sa position sortie maximale. S'assurer que la course totale est la même que lorsque le vérin à vis est posé.

3 Positionner le vérin à vis dans la barre en T (3) et poser le boulon (4), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

4 Engager l'embout de tringle du vérin à vis dans la pédale de palonnier (1) et poser le boulon (2) et la rondelle. S'assurer que les pédales de palonnier sont alignées entre elles. Freiner le boulon avec du fil (voir figure 1-2, article 12).

a Une rotation de la poignée de réglage dans le sens horaire entraîne la sortie des pédales.

b Ne pas exercer de pression sur les pédales pendant le réglage.

c Faire attention de ne pas tourner la poignée de réglage au-delà de la course maximale des vérins à vis.

5 Raccorder le flexible d'entraînement (5).

6 Vérifier le fonctionnement du dispositif de réglage des pédales de palonnier.

7 La méthode de pose des flexibles d'entraînement droits (voir vue A) est la suivante :

a Fixer les flexibles d'entraînement (6) et (7) au profilé d'aluminium (8) en utilisant une ligature de plastique de 0.61 m (24 po) de longueur (article 18).

b Régler les pédales à leur position avant maximale et les manoeuvrer sur toute leur course pour s'assurer qu'il n'y a pas coinçage entre les flexibles d'entraînement et le coude inférieur (9) sur chaque maître-cylindre de frein.

c Vérifier le fonctionnement du dispositif de réglage des pédales de palonnier.

6A/319 6A/345

BOA05032

Figure 5-18 Dépose et pose du vérin à vis de pédale de palonnier

ADJUSTMENT OF RUDDER CONTROL SYSTEM

55. Proceed as follows:

NOTE

When adjusting a control rod, ensure that the self-aligning bearing in the rod-end is centralized when the attachment bolt is installed.

a. Insert a Stepped rigging pin (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 5) in the RH tee-bar forward of the RH pair of rudder pedals.

b. Insert a rigging pin in the lever of the central vertical shaft assembly below the cockpit floor at FS 153, adjusting the interconnecting control rod at the RH tee-bar as necessary. Secure and lockwire the rod with wire (see Figure 1-2, Item 11).

c. Disconnect the control lock operating rod from the spring-loaded control lockplate and allow the plate to move clear of the rigging pin hole located in the support assembly at the LH tee-bar. Insert a rigging pin in the LH tee-bar, adjusting the LH interconnecting control rod at the tee-bar as necessary. Secure and lockwire the rod.

d. Insert a rigging pin in the bellcrank assembly at FS 207, adjusting the control rod from the lever on the vertical shaft as necessary. Secure and lockwire the rod.

e. Insert a rigging pin in the bellcrank of the shaft assembly at FS 231, adjusting the rod at the bellcrank as necessary. Secure and lockwire the rod.

f. Insert a rigging pin in the bellcrank assembly at FS 262, adjusting the control rod at the bellcrank as necessary. Secure and lockwire the rod.

g. Insert a rigging pin in the bellcrank lever at FS 387, adjusting the control rod, which passes through the fuselage joint, between the idler levers at FS 295 and FS 339 as necessary. Secure and lockwire the rod.

RÉGLAGE DE LA CHAÎNE DE COMMANDE DE DIRECTION

55. Procéder comme suit :

NOTA

Lorsqu'on règle une tringle de commande, s'assurer que le roulement à rotule dans l'embout de tringle est centré quand le boulon de fixation est posé.

a. Insérer une broche de réglage à épaulement (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 5) dans la barre en T à l'avant des pédales du palonnier de droite.

b. Insérer une broche de réglage dans le levier de l'arbre vertical central sous le plancher du poste de pilotage à FS 153, en ajustant la tringle de commande de conjugaison à la barre en T droite, au besoin. Fixer la tringle et la freiner au fil (voir figure 1-2, article 11).

c. Déconnecter la tringle de verrouillage des commandes sur la plaque de verrouillage à ressort et laisser la plaque se dégager dutrou pour broche de réglage situé dans le support de la barre en T gauche. Insérer une broche de réglage dans la barre en T gauche, et régler la tringle de conjugaison gauche à la barre en T, au besoin. Serrer la tringle et la freiner au fil.

d. Insérer une broche de réglage dans le guignol à FS 207, et régler la tringle de commande au levier sur l'arbre vertical, au besoin. Serrer la tringle et la freiner au fil.

e. Insérer une broche de réglage dans le guignol de l'arbre à FS 231, et régler la tringle au niveau du guignol, au besoin. Serrer la tringle et la freiner au fil.

f. Insérer une broche de réglage dans le guignol à FS 262, en réglant la tringle de commande au niveau du guignol, au besoin. Serrer la tringle et la freiner au fil.

g. Insérer une broche de réglage dans le levier du guignol à FS 387, en réglant la tringle de commande traversant le raccord fuselage, entre les leviers intermédiaires à FS 295 et FS 339, au besoin. Serrer la tringle et la freiner au fil.

h. Adjust the control rod at the rudder to position the rudder in the neutral position. Secure and lockwire the rod.

NOTE

The rudder is in neutral when its trailing edge is in line with the trailing edge of the lower fairing (±1.59 mm [±1/16 in.]).

i. Remove all rigging pins and back off the control stops at the rudder and rudder pedals.

j. Operate the controls and check that the movement is smooth and free in both directions. Check that there is a minimum working clearance of 2.27 mm (0.090 in.) between levers, bellcranks, control rods and the adjacent structure throughout the full range of travel of the rudder, except as follows:

(1) Minimum clearance of 3.175 mm (0.125 in.) between control rod and fuel check valve at FS 262.

(2) Minimum clearance of 1.52 mm (0.060 in.) between control rod and cutout in canted frame at FS 425.

NOTE

For clearances at the rudder, see Part 4.

k. Set the rudder pedal stature adjustment of both sets of rudder pedals to the neutral position.

l. Adjust the stop at the rudder to obtain full RH rudder travel given in Figure 5-19. Secure check nut on stop bolt.

m. Apply a force of 111 newtons (25 lb maximum) to the student RH rudder pedal to hold rudder against rudder stop. Adjust RH rudder pedal stop to give a clearance of 0.508 to 0.762 mm (0.020 to 0.030 in.). Lockwire the stop check nut with MS20995F41 wire.

h. Régler la tringle de commande au niveau de la gouverne de direction pour que celle-ci soit en position neutre. Serrer la tringle et la freiner au fil.

NOTA

La gouverne de direction est en position neutre quand son bord de fuite est aligné avec celui du carénage inférieur (±1.59 mm [±1/16 po]).

i. Enlever toutes les broches de réglage et reculer les butées de commande à la gouverne de direction et aux pédales de palonnier.

j. Actionner les commandes et s'assurer que le mouvement se fait régulièrement et librement dans les deux sens. S'assurer qu'il y a un dégagement minimal de 2.27 mm (0.090 po) entre les leviers, les guignols, les tringles de commande et la structure adjacente sur toute la course de la gouverne de direction, sauf aux endroits suivants :

(1) Dégagement minimal entre la tringle de commande et le clapet antiretour carburant à FS 262 : 3.175 mm (0.125 po).

(2) Dégagement minimal entre la tringle de commande et la découpe dans le cadre incliné à FS 425 : 1.52 mm (0.060 po).

NOTA

Pour les dégagements à la gouverne de direction, voir Partie 4.

k. Régler les pédales de palonnier pour qu'elles soient en position neutre pour la taille des pilotes.

l. Régler la butée à la gouverne de direction pour obtenir le débattement complet à droite donné à la figure 5-19. Serrer le contre-écrou sur le boulon de la butée.

m. Exercer une force de 111 newtons (25 lb maximum) sur la pédale droite du palonnier de l'élève de façon à maintenir la gouverne de direction contre sa butée. Régler la butée de la pédale droite de palonnier pour avoir un dégagement de 0.508 à 0.762 mm (0.020 à 0.030 po). Freiner le contre-écrou de la butée avec un fil MS20995F41.

n. Repeat Steps l and m for full left rudder travel, adjusting student LH rudder pedal stop.

o. Apply a force of 111 newtons (25 lb maximum) to the RH pedals to hold rudder against its stops, and adjust both pedal stops to give a clearance of 0.508 to 0.762 mm (0.020 to 0.030 in.). Secure check nuts on stop bolts.

p. Using both sets of rudder pedals, check for full rudder travel with pedals set at the full forward and aft stature positions. Check that there is no fouling throughout the full range of travel in both positions.

q. Set the rudder in neutral and adjust the rudder pedals to the nominal neutral (76.2 mm [3 in.] aft of the fully forward pedal adjustment position).

r. Operate the controls from stop to stop and check rudder for full travel (see Figure 5-19).

s. Release the rudder pedals and check that the rudder returns to neutral (±6.35 mm [±1/4 in.]).

t. Clamp the rudder to the vertical stabilizer, load up the cockpit control to the breakout force level. Reverse the direction and apply load to breakout force level. Determine the displacement datum. Check that the backlash at the rudder pedals does not exceed 2.38 mm (3/32 in.).

u. Connect the control lock spring-loaded plate to the control lock operating rod and secure with pin, washer and cotter pin.

v. Remove the clamp and check all disturbed items for safety and locking.

w. Using a force indicator, check the rudder control loads (see Figure 5-5).

n. Répéter les étapes l et m pour le débattement complet à gauche de la gouverne de direction en réglant la butée de la pédale gauche du palonnier de l'élève.

o. Exercer une force de 111 newtons (25 lb maximum) sur les pédales de droite pour maintenir la gouverne de direction contre ses butées, et régler les butées des deux pédales pour avoir un dégagement de 0.508 à 0.762 mm (0.020 à 0.030 po). Serrer les contre-écrous sur les boulons des butées.

p. En utilisant les deux paires de pédales de palonnier, vérifier que la gouverne de direction a un débattement complet, avec les pédales aux positions avant et arrière maximales pour la taille du pilote. S'assurer que le débattement complet se fait sans entrave pour les deux positions.

q. Mettre la gouverne de direction en position neutre et régler les pédales en position neutre nominale (76.2 mm [3 po] en arrière de la position avant maximale de la pédale).

r. Manoeuvrer les commandes d'une butée à l'autre et s'assurer que la gouverne de direction se déplace sur toute sa course (voir figure 5-19).

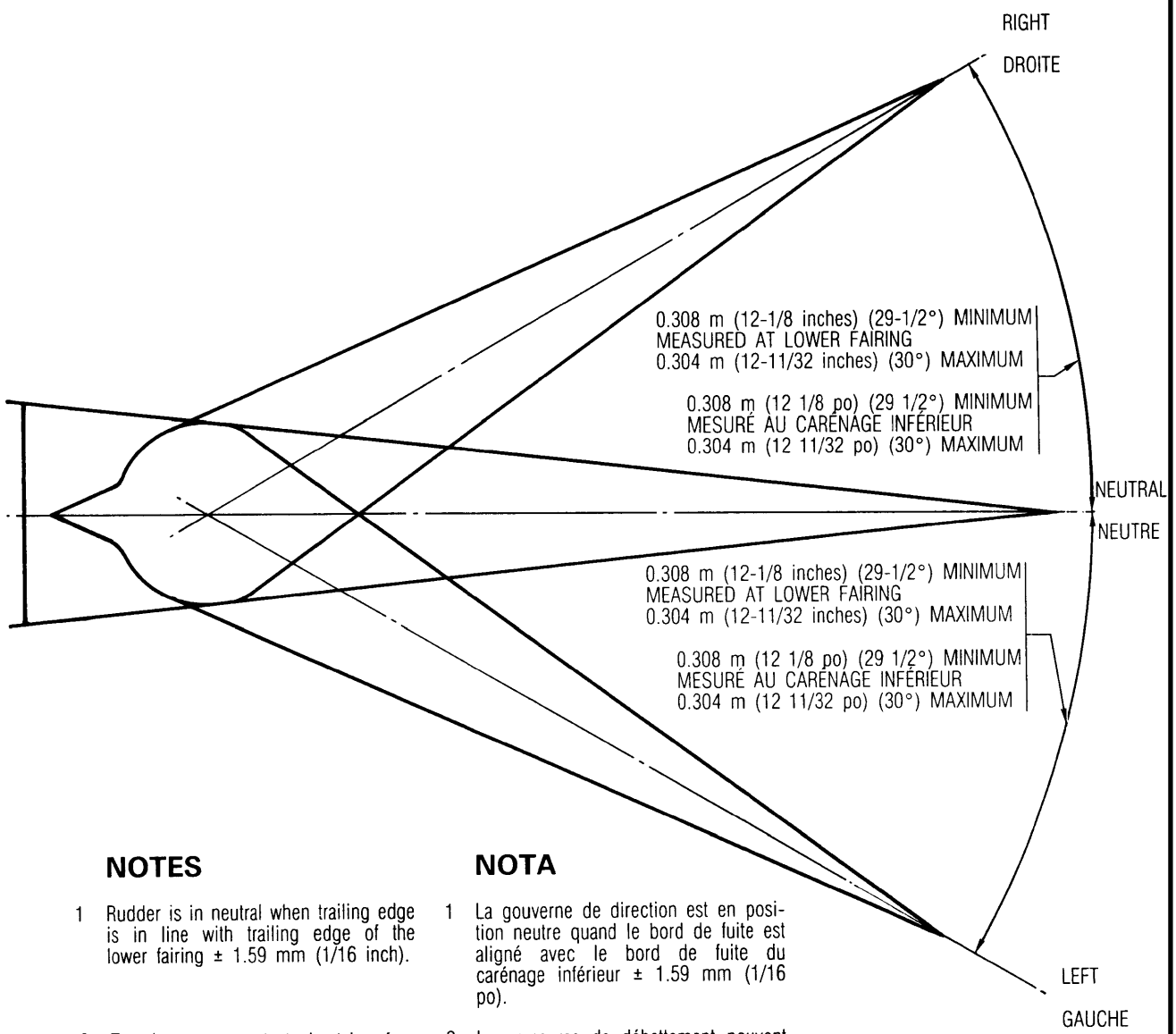
s. Relâcher les pédales de palonnier et vérifier que la gouverne de direction retourne en position neutre (±6.35 mm [±1/4 po]).

t. Bloquer la gouverne de direction sur la dérive et appliquer une charge, par la commande du poste de pilotage, jusqu'à la force de rupture. Inverser la sens et appliquer la force de rupture. Déterminer le déplacement. S'assurer que le jeu aux pédales de palonnier ne dépasse pas 2.38 mm (3/32 po).

u. Raccorder la plaque à ressort de verrouillage des commandes à la tringle de verrouillage des commandes et la fixer avec une goupille, une rondelle et une goupille fendue.

v. Enlever le dispositif de blocage et s'assurer que tous les éléments touchés sont bien fixés et verrouillés.

w. Avec un dynamomètre, vérifier les charges sur la commande de la gouverne de direction (voir figure 5-5).



NOTES

1 Rudder is in neutral when trailing edge is in line with trailing edge of the lower fairing ± 1.59 mm (1/16 inch).

2 Travel measurements to be taken from a reference point marked on the LH side of the lower fairing immediately below the rudder trailing edge when it is in neutral. Left skin of rudder trailing edge should be used for both left and right travel.

NOTA

1 La gouverne de direction est en position neutre quand le bord de fuite est aligné avec le bord de fuite du carénage inférieur ± 1.59 mm (1/16 po).

2 Les mesures de débattement peuvent être prises à partir d'un point de référence marqué sur le côté gauche du carénage inférieur, immédiatement sous le bord de fuite de la gouverne de direction quand celle-ci est en position neutre. Le revêtement gauche du bord de fuite de la gouverne de direction doit être utilisé pour les débattements à gauche et à droite.

BOA05033

Figure 5-19 Rudder – Ranges of Movement
Figure 5-19 Gouverne de direction – débattement

CONTROL LOCKS

GENERAL

56. The controls can be locked in the approximately neutral position by a single swing-away control locking lever in the cockpit (see Figure 5-2). The lever is suspended from the cross-beam forward of the LH control column. From the forward face of the lever, an adjustable operating rod connects to a spring-loaded lockplate mounted on the support bracket at the tee-bar of the LH pair of rudder pedals. A spring-loaded latching handle is mounted on the side of the lock lever and locks the lever when it engages with a spigot on the LH control column.

OPERATION

57. Locking of the controls when they are in the approximately neutral position is accomplished by raising the control lock lever to engage a spigot on the forward face of the LH control column. The lever is secured to the spigot by moving the lever handle aft to trap the spigot in the lever. The movement of the lever is transmitted, through the operating rod, to the lockplate which is pulled against its spring to engage in a slot in the LH tee-bar of the LH pair of rudder pedals. To unlock the controls, the lever handle is pushed forward, releasing the control column spigot and allowing the lock lever to swing forward. The operating rod, assisted by the spring attached to the lockplate, disengages the lockplate from the tee-bar and completes the unlocking of the controls.

ADJUSTMENT OF CONTROL LOCK

58. To adjust the control lock, proceed as follows:

a. Place the rudder pedals in neutral.

b. Raise the lock lever and engage the spigot on the control column. Pull the lever handle aft and trap the spigot.

c. Adjust the operating rod at the lockplate to fully engage the plate in the tee-bar. Secure the rod and check nuts.

VERROUILLAGE DES COMMANDES

GÉNÉRALITÉS

56. Les commandes peuvent être verrouillées à peu près en position neutre grâce à un levier de verrouillage repliable unique situé dans le poste de pilotage (voir figure 5-2). Ce levier est suspendu à la poutre transversale à l'avant du manche de commande gauche. Sur la face avant du levier, une tringle de commande réglable est raccordée à une plaque de verrouillage à ressort montée sur la ferrure à la barre en T du palonnier gauche. Une poignée de verrouillage à ressort est montée sur le côté du levier de verrouillage et permet de verrouiller ce dernier en l'engageant sur un ergot situé sur le manche de commande gauche.

FONCTIONNEMENT

57. On verrouille les commandes, quand elles sont à peu près en position neutre, en soulevant le levier de verrouillage des commandes, ce qui engage un ergot situé sur la face avant du manche de commande gauche. On bloque le levier sur l'ergot en déplaçant la poignée du levier vers l'arrière. Le mouvement du levier est transmis, via la tringle de commande, à la plaque de verrouillage, laquelle est tirée contre son ressort pour s'engager dans une fente de la barre en T gauche du palonnier gauche. Pour déverrouiller les commandes, pousser la poignée du levier vers l'avant, ce qui libère l'ergot du manche de commande et ramène le levier de verrouillage vers l'avant. La tringle de commande, aidée par le ressort de la plaque de verrouillage, dégage la plaque de la barre en T et déverrouille les commandes.

RÉGLAGE DU VERROUILLAGE DES COMMANDES

58. Pour régler le verrouillage des commandes, procéder comme suit :

a. Mettre les pédales de palonnier en position neutre.

b. Soulever le levier de verrouillage et l'engager sur l'ergot du manche de commande. Tirer la poignée du levier vers l'arrière et emprisonner l'ergot.

c. Régler la tringle de commande à la plaque de verrouillage pour que la plaque s'engage complètement dans la barre en T. Bien fixer la tringle et les contre-écrous.

d. With the control locks engaged, check that the rudder, elevator and ailerons are in the approximately neutral position.

e. Push the lever handle forward and unlock the controls. Check that, with the lock lever in its full down position, the lockplate is fully disengaged from the rudder pedal tee-bar.

WING FLAP CONTROL SYSTEM

GENERAL

59. The wing flaps, fitted to the inboard trailing edge of the wings, are slotted and are operated hydraulically by actuators connected to each flap at the centre hinge position. The flaps are interconnected by a three-piece universal jointed torque tube connected at its ends to the flaps by a short adjustable push-pull rod. The interconnect torque tube is supported in four bearings, one at each end in the flap inboard hinge brackets, and two in support brackets on the fuselage frame at FS 285.30. An adjustable push-pull rod is connected from the port flap leading edge to a lever in the flap follow-up linkage in the port wing fillet (see Figures 5-20 and 5-21).

60. The flap follow-up linkage consists of two lever assemblies mounted side by side on a spigot bolt on the LH side of the fuselage at the wing fillet. Incorporated in the outboard (input) lever is a housing containing a spring and rod. A roller in the fork-end of the rod is held in contact by the spring with the contour of a flap detent cam mounted adjacent to the follow-up linkage. Two short link rods connect one end of each lever to a lever link, the centre of which is connected directly to the spool of the flap hydraulic selector valve. A bellcrank on the inboard lever is connected by a short adjustable rod to a flap position transmitter, which is in turn connected by a similar rod to a stall warning transmitter.

61. The flaps can be selected to three positions, and are controlled by either of two selector levers mounted on the LH and centre consoles in the

d. Avec les verrous de commande engagés, vérifier que la gouverne de direction, la gouverne de profondeur et les ailerons sont à peu près en position neutre.

e. Pousser la poignée du levier vers l'avant et déverrouiller les commandes. S'assurer que, lorsque le levier de verrouillage est en position basse maximale, la plaque de verrouillage est entièrement dégagée de la barre en T du palonnier.

CIRCUIT DE COMMANDE DES VOLETS

GÉNÉRALITÉS

59. Les volets, montés sur le bord de fuite intérieur des ailes, sont du type à fente et sont commandés par des vérins hydrauliques reliés à chaque volet au niveau de l'articulation centrale. Les volets sont reliés par un tube de couple à trois pièces à cardans, dont les extrémités sont raccordées aux volets par des tringles à double effet réglables. Le tube de conjugaison repose sur quatre paliers, un étant situé à chaque extrémité des ferrures d'articulation intérieure des volets, et deux dans les ferrures de support sur les cadres du fuselage à FS 285.30. Une tringle à double effet réglable relie le bord d'attaque du volet gauche à un levier dans la tringlerie d'asservissement de volets dans le congé de raccordement d'aile gauche (voir figures 5-20 et 5-21).

60. La tringlerie d'asservissement de volets comprend deux leviers montés côte à côte sur un boulon de centrage du côté gauche du fuselage, au congé de raccordement d'aile. Intégré dans le levier extérieur (entrée), se trouve un logement contenant un ressort et une tringle. Un galet dans la chape de la bielle est maintenu en contact, par le ressort, avec le contour d'une came de détente de volet, montée à côté de la tringlerie d'asservissement. Deux biellettes relient une extrémité de chaque levier à une tringle de levier dont le centre est raccordé directement aux tiroirs du robinet sélecteur hydraulique de volet. Un guignol sur le levier intérieur est relié par une biellette réglable à un transmetteur de position de volets, qui est à son tour rattaché par une biellette similaire au transmetteur de l'avertisseur de décrochage.

61. Les volets se règlent à trois positions et sont commandés par l'un ou l'autre des deux leviers sélecteurs situés sur la console gauche et sur le pylône de

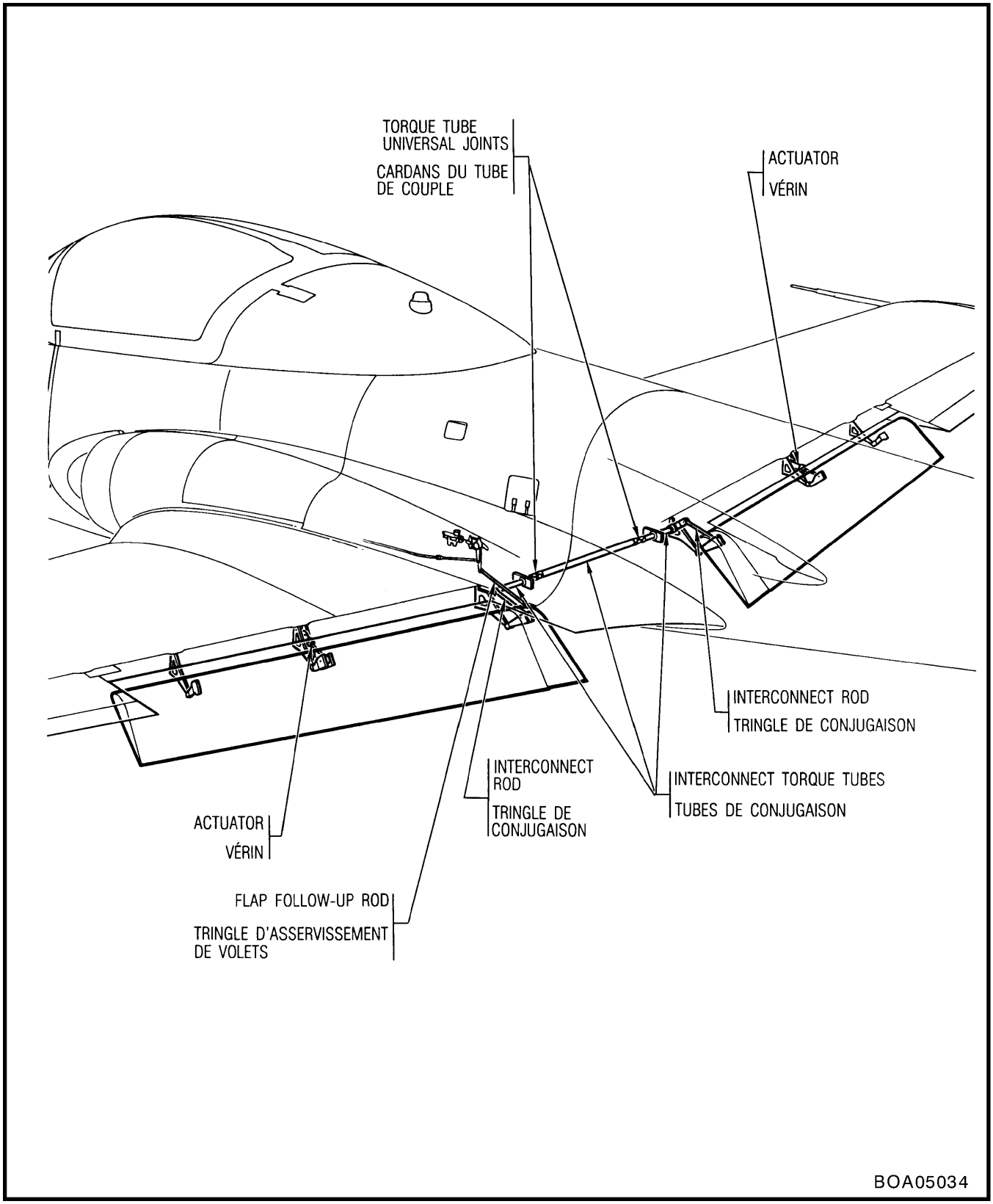


Figure 5-20 Wing Flap Control System
Figure 5-20 Chaîne de commande des volets

cockpit. The two levers are interconnected by a teleflex control and each have three selection positions. A teleflex control is routed aft from the RH selector lever and connects to the input lever of the flap follow-up linkage (see Figure 5-22). A flap position indicator on the instrument panel in the cockpit indicates the flap angles in degrees at the selected positions of UP, TAKEOFF and DOWN.

commande dans le poste de pilotage. Les deux leviers sont reliés par un câble de commande téléflex et chacun comporte trois positions. Un câble de commande téléflex, partant du levier sélecteur droit, est acheminé vers l'arrière et se raccorde au levier d'entrée de la tringlerie d'asservissement de volets (voir figure 5-22). Un indicateur de position de volet, situé sur le tableau de bord du poste de pilotage, indique la position angulaire des volets en degrés pour les sélections UP, TAKEOFF et DOWN.

COMPONENT LOCATIONS

62. For location of the main components in the wing flap system, see Figure 5-23.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

62. Pour l'emplacement des principaux éléments du circuit de commande des volets, voir figure 5-23.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FLAP

63. For removal and installation of the flap, see Part 3.

DÉPOSE ET POSE DES VOLETS

63. Pour la dépose et la pose des volets, voir Partie 3.

FLAP HYDRAULIC SYSTEM

CIRCUIT HYDRAULIQUE DES VOLETS

GENERAL

64. The flap hydraulic system consists of a mechanically operated selector valve mounted adjacent to the flap follow-up linkage, and two actuators (see Figure 5-24). The actuators are attached to a block fitting on the rear spar of each wing and connect to a lever bracket at the centre hinge of each flap.

GÉNÉRALITÉS

64. Le circuit hydraulique des volets comprend un robinet sélecteur à commande mécanique monté à côté de la tringlerie d'asservissement de volets, ainsi que deux vérins (voir figure 5-24). Les vérins sont fixés à une ferrure massive sur le longeron arrière de chaque aile et sont reliés à une ferrure de levier à l'articulation centrale de chaque volet.

OPERATION

65. The flaps can be selected by the selector levers to three positions: UP, TAKEOFF or DOWN. On selecting TAKEOFF or DOWN from the UP position, the movement of the selector lever is transmitted through the teleflex control to the input lever on the flap follow-up linkage. The lever, through its link rod and the link lever, positions the selector valve spool outwards to direct hydraulic fluid at system pressure to the down port of the valve. The fluid passes through a restrictor to the down line to extend both actuators and lower the flap. The movement of the flaps is synchronized by the interconnect torque tube. As the flaps move down, the movement of the port flap is transmitted to the flap follow-up linkage inboard lever which, through its link rod and the link lever, positions the valve spool inwards to the neutral position, closing off both the pressure and supply ports of the valve and stopping the flap movement.

FONCTIONNEMENT

65. Les volets peuvent être sélectés au moyen de leviers sélecteurs permettant trois positions : UP, TAKEOFF ou DOWN. Lorsqu'on sélecte la position TAKEOFF ou DOWN à partir de la position UP, le mouvement du levier sélecteur est transmis, via un câble de commande téléflex, au levier d'entrée sur la tringlerie d'asservissement de volets. Le levier permet, via sa tringle et son bras de liaison, de positionner le tiroir du robinet sélecteur vers l'extérieur pour diriger le fluide hydraulique à la pression du circuit vers l'orifice de sortie du robinet. Le fluide est acheminé, via un restricteur, vers la conduite de sortie de façon à sortir les deux vérins et à abaisser le volet. Le mouvement des volets est synchronisé par le tube de conjugaison. Quand les volets sortent, le mouvement du volet gauche est transmis au levier intérieur de la tringlerie d'asservissement de volets qui, via sa tringle et son bras de liaison, positionne le tiroir du robinet sélecteur vers l'intérieur à la position neutre, ce qui ferme à la fois les orifices d'arrivée et de pression du robinet et arrête le mouvement des volets.

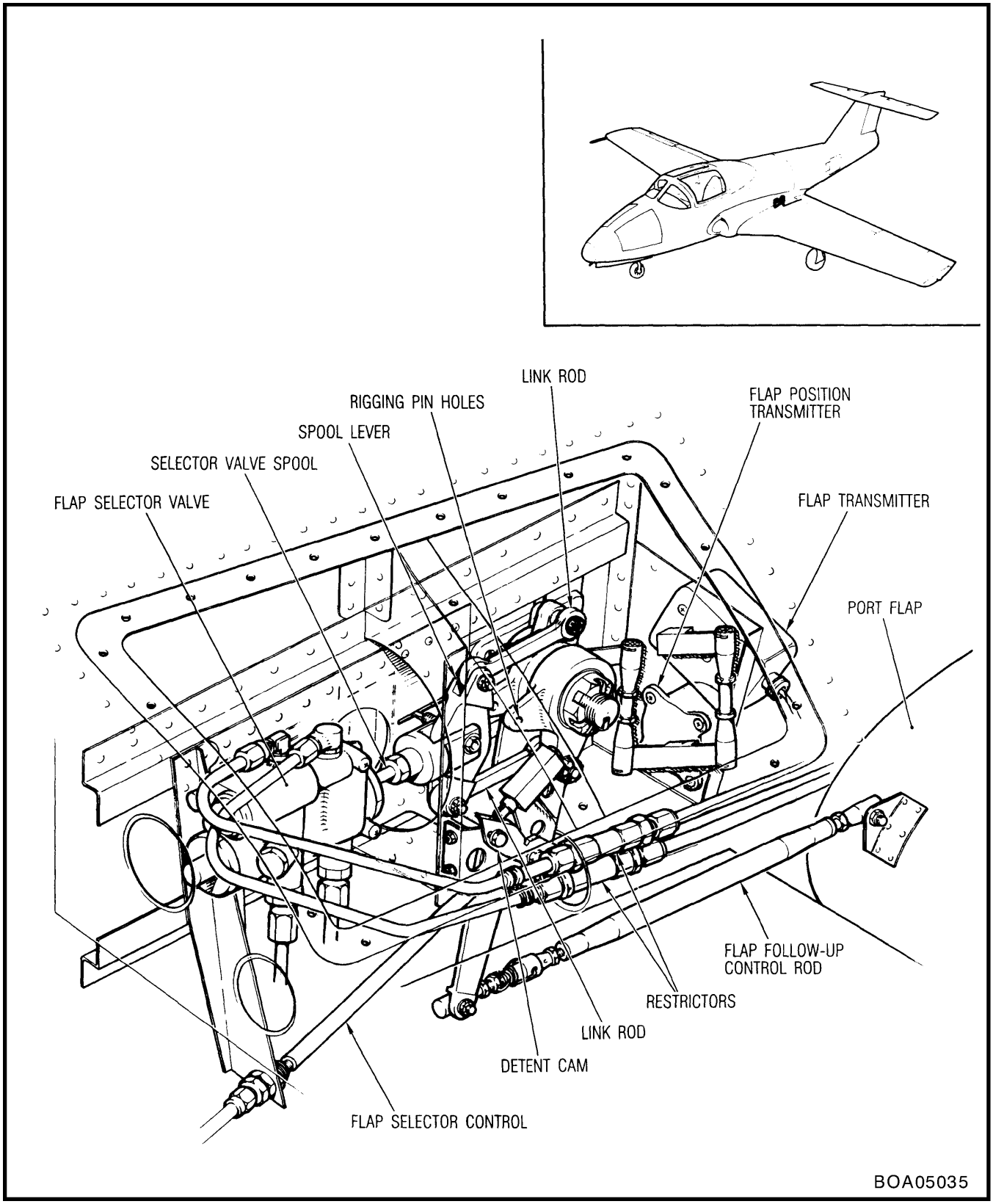


Figure 5-21 Wing Flap Follow-Up Linkage

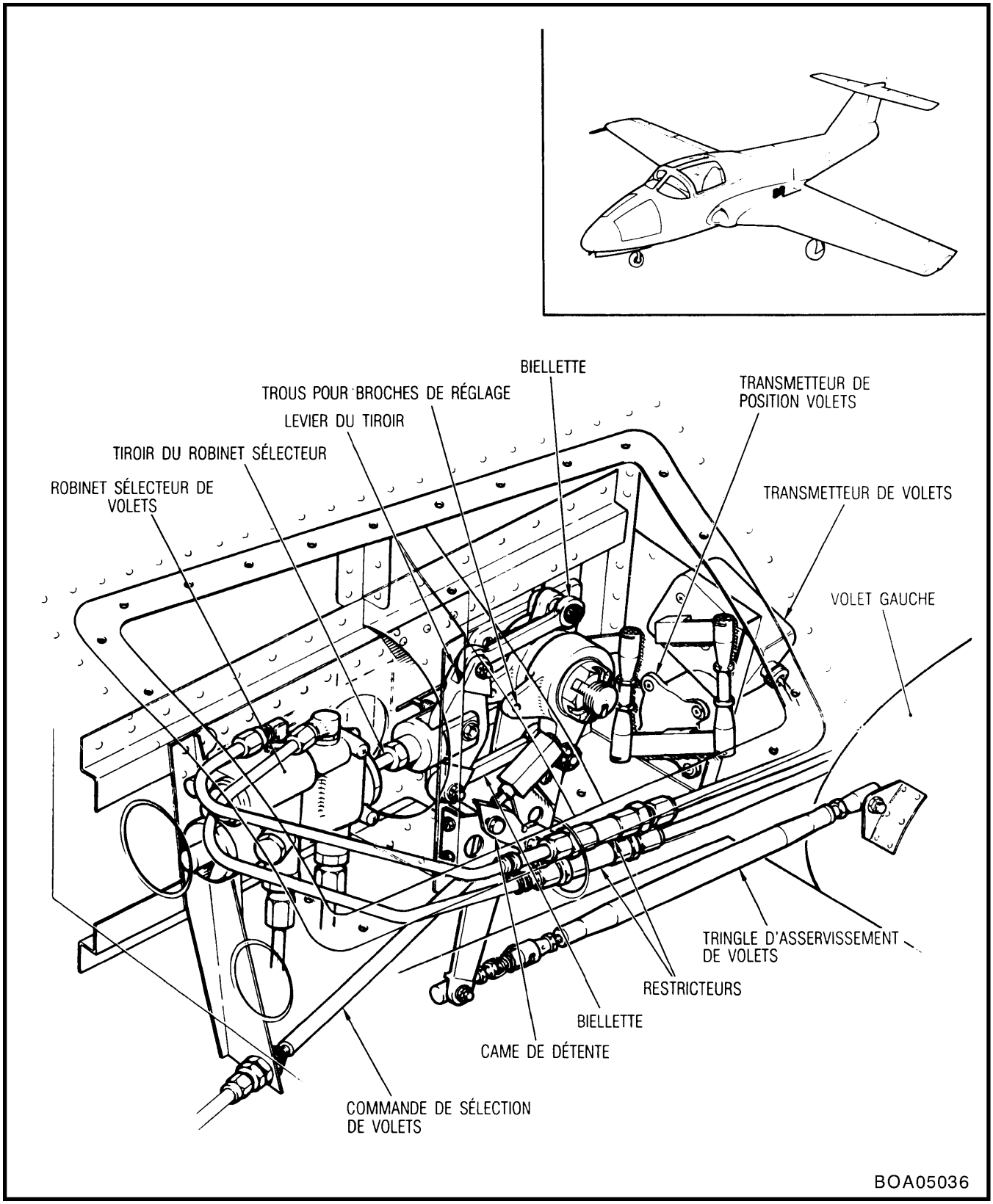


Figure 5-21 Tringlerie d'asservissement de volets

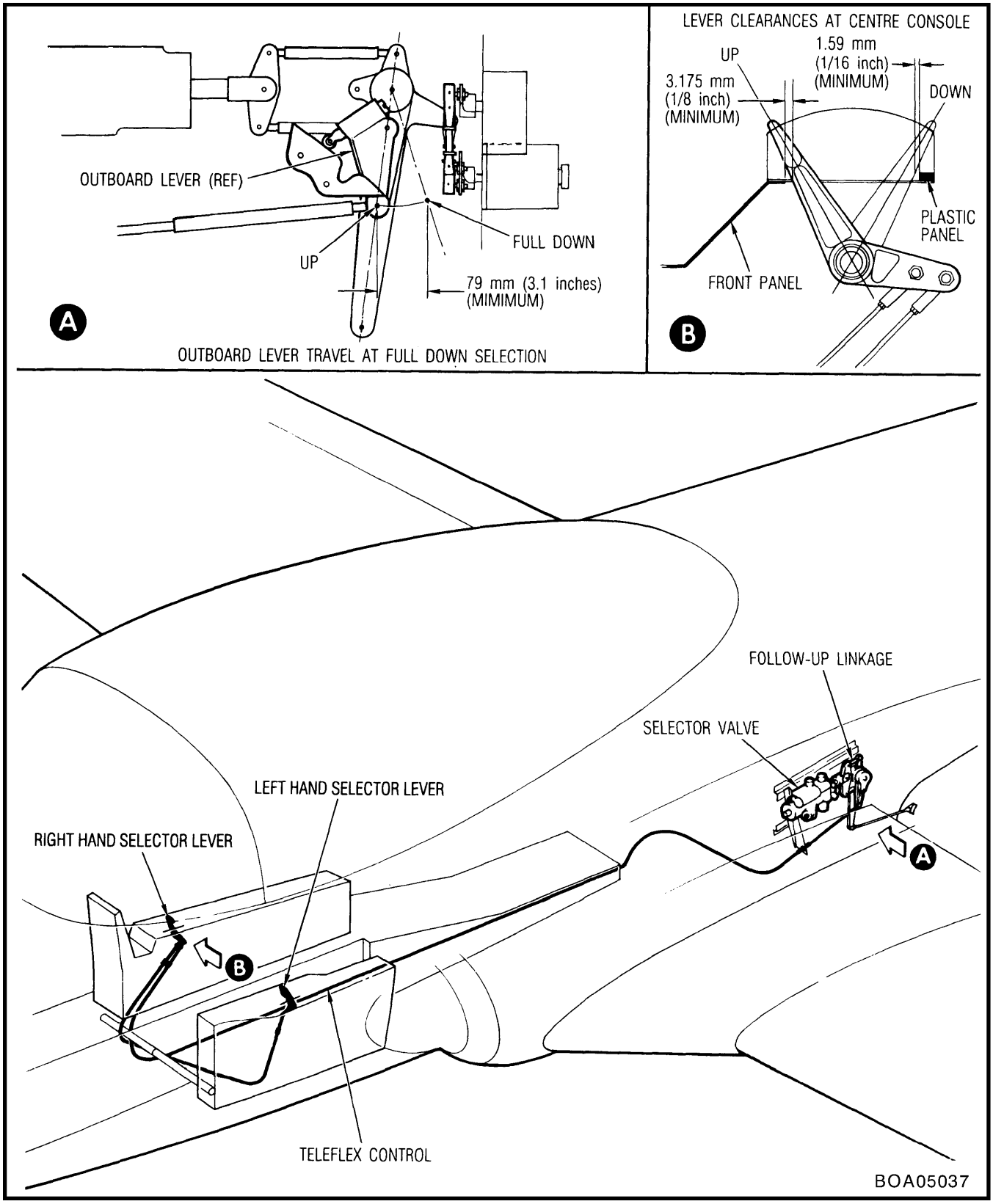


Figure 5-22 Flap Selector Controls

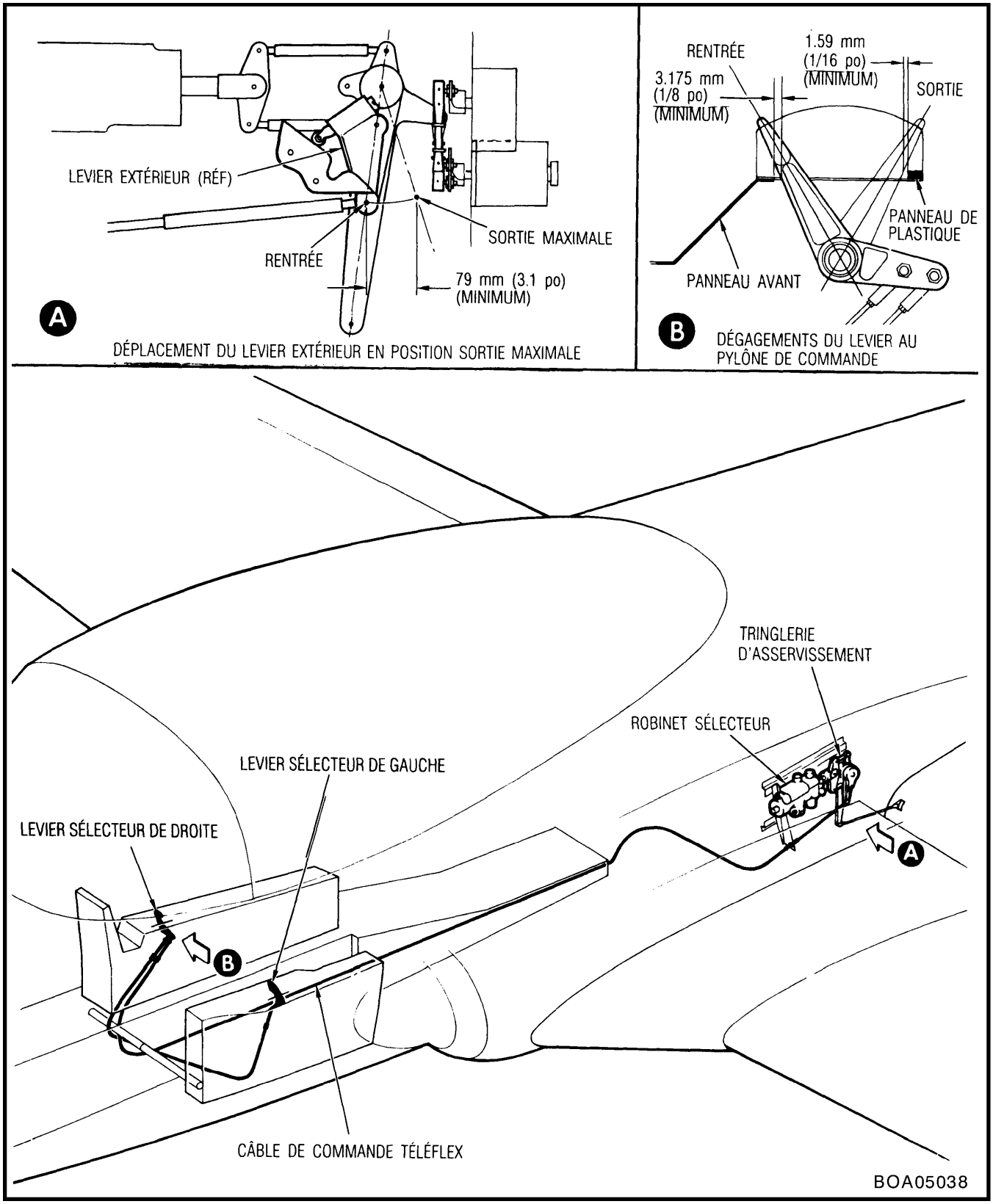


Figure 5-22 Chaîne de commande de sélection de volets

Component Élément	Location Emplacement
Flap actuator (2) Vérin de volet (2)	Flap centre hinge, each flap Articulation centrale de volet, sur chaque volet
Flap follow-up linkage Tringlerie d'asservissement de volets	Port wing fillet Congé de raccordement d'aile gauche
Flap selector valve Robinet sélecteur de volets	Port wing fillet Congé de raccordement d'aile gauche
Restrictor (2) Restricteur (2)	Port wing fillet Congé de raccordement d'aile gauche
Position transmitter Transmetteur de position	Port wing fillet Congé de raccordement d'aile gauche
Flap position indicator Indicateur de position de volets	Instrument panel, cockpit Tableau de bord, poste de pilotage
LH selector lever Levier sélecteur de gauche	Centre console, cockpit Pylône de commande, poste de pilotage
RH selector lever Levier sélecteur de droite	Left console, cockpit Console gauche, poste de pilotage

Figure 5-23 Component locations
Figure 5-23 Emplacement des éléments

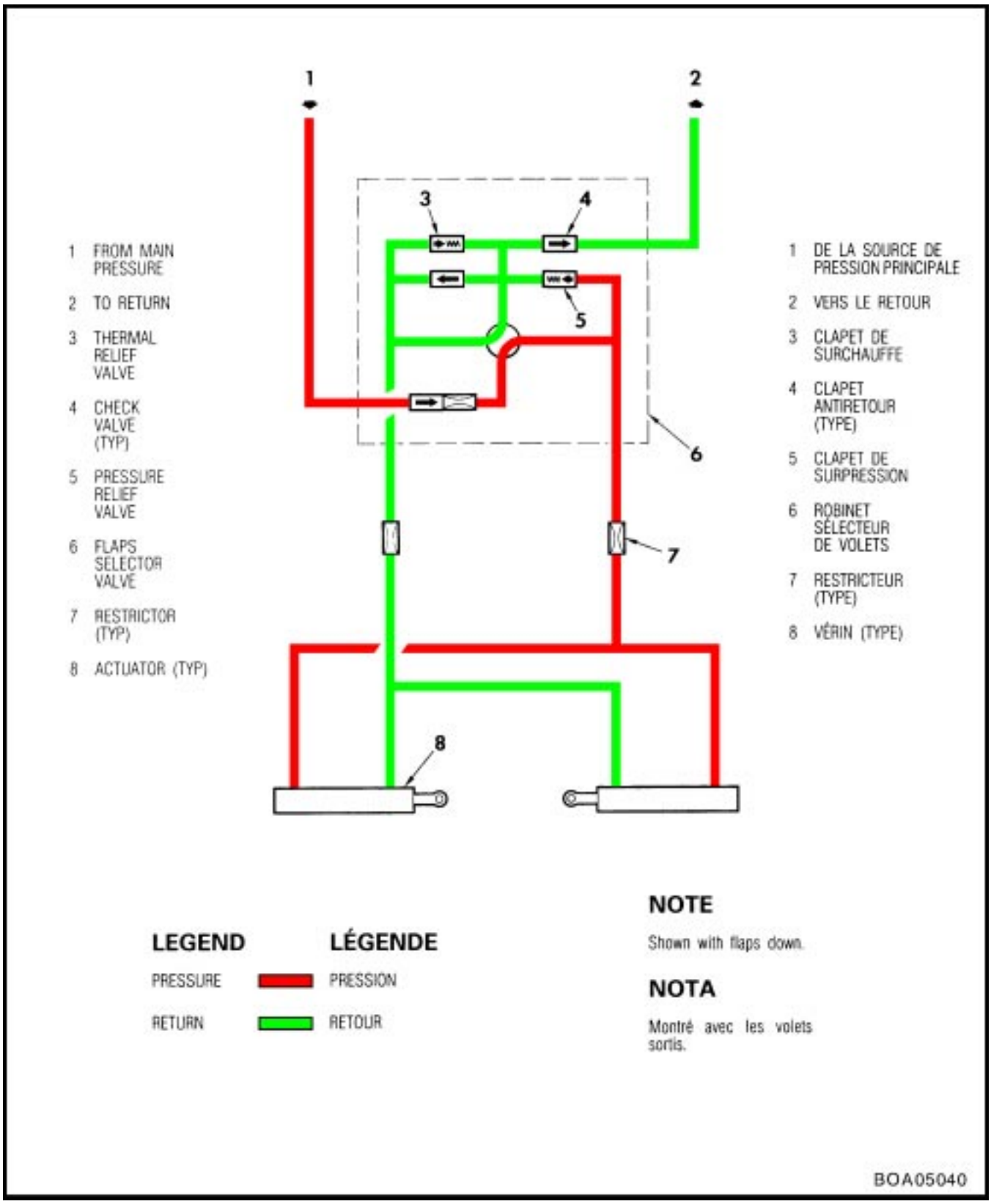


Figure 5-24 Flap Hydraulic System - Schematic
Figure 5-24 Circuit hydraulique des volets - schéma

66. On selecting the flaps UP from the TAKEOFF or DOWN positions, the input lever of the flap follow-up linkage positions the valve spool inwards from neutral to direct fluid, under pressure, to the up port of the valve. The fluid passes through a restrictor in the up line to retract both actuators and raise the flaps. The flap movement is transmitted to the flap follow-up linkage to re-position the valve spool outwards to its neutral position, closing off both the pressure and supply ports and stopping the flap movement at the selected position.

67. To prevent excessive loading on the flaps when they are being lowered in flight, a relief valve in the selector valve is set to relieve hydraulic pressures in excess of system pressure.

FLAP SELECTOR VALVE

68. The flap selector valve is a four-way three-position spool-operated component consisting of a matched spool and sleeve, two supply cylinders, a pressure relief valve, a thermal relief valve, three check valves, a restrictor and a poromesh filter. The function of the valve is to distribute high pressure fluid to the flap actuators according to the selection made. When selected to direct fluid to the down side of the actuators, the spool is moved outwards and connects the pressure port of the valve to the down supply port, identified as CYL 1, and the up port, identified as CYL 2, to return. Similarly, when selected to raise the flaps, the spool is moved inwards, connecting the pressure port to the up port, CYL 2, and to the down port, CYL 1, to return. The spool is spring-loaded to the neutral position and in this position closes off the flow to and from both supply cylinders and isolates the pressure port. For further information on the selector valve, see C-13-503-000/MS-000.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FLAP SELECTOR VALVE

69. For flap selector valve removal and installation procedure, see Figure 5-25.

FLAP ACTUATOR

70. The flap actuator is a double-acting hydraulic unit designed to lower and raise the flaps. The actuator consists of a cylinder containing a piston and piston-rod. The cylinder has a port at each end to provide an inlet and return path for the fluid. The

66. Lorsqu'on sélecte la position UP à partir de la position TAKEOFF ou DOWN, le levier d'entrée de la tringlerie d'asservissement de volets positionne le tiroir du robinet sélecteur vers l'intérieur, par rapport à la position neutre, pour diriger le fluide sous pression vers l'orifice supérieur du robinet. Le fluide traverse un restricteur dans la conduite de rentrée pour rentrer les deux vérins et relever les volets. Le mouvement des volets est transmis à la tringlerie d'asservissement de volets pour repositionner le tiroir du robinet sélecteur vers l'extérieur à la position neutre, ce qui ferme à la fois les orifices d'arrivée et de pression et arrête le mouvement des volets à la position choisie.

67. Pour éviter l'application d'une charge excessive sur les volets s'ils sont abaissés en plein vol, un clapet de surpression dans le robinet sélecteur est réglée de façon à éliminer toute surpression hydraulique dans le circuit.

ROBINET SÉLECTEUR DE VOLETS

68. Le robinet sélecteur de volets est un élément à tiroir à quatre voies et trois positions, comprenant un tiroir et un manchon appariés, deux cylindres d'alimentation, un clapet de surpression, un clapet de surchauffe, trois clapets antiretour, un restricteur et un filtre poreux. Le robinet permet de distribuer le fluide haute pression aux vérins de volet selon la sélection effectuée. Lorsqu'on choisit d'envoyer le fluide dans la conduite de sortie des vérins, le tiroir est déplacé vers l'extérieur et relie l'orifice de pression du robinet sélecteur à l'orifice d'alimentation de sortie, marqué CYL 1, et l'orifice de rentrée, marqué CYL 2, à la conduite de retour. De même, lorsqu'on choisit de lever les volets, le tiroir est déplacé vers l'intérieur et relie l'orifice de pression à l'orifice de rentrée, CYL 2, et l'orifice de sortie, CYL 1, à la conduite de retour. Le tiroir est rappelé par un ressort à la position neutre, position à laquelle il coupe le débit à destination et en provenance des deux cylindres d'alimentation et isole l'orifice de pression. Pour plus de renseignements sur le robinet sélecteur, voir C-13-503-000/MS-000.

DÉPOSE ET POSE DU ROBINET SÉLECTEUR DE VOLETS

69. Pour la dépose et la pose du robinet sélecteur de volets, voir figure 5-25.

VÉRIN DE VOLET

70. Le vérin de volet est un actionneur hydraulique à double effet conçu pour sortir et rentrer les volets. Il comprend un cylindre contenant un piston et une tige de piston. Le cylindre comporte un orifice à chaque extrémité, pour l'alimentation et

ports at each end are duplicated to provide for a LH or RH installation. The nominal stroke of the actuator is 122 mm (4.787 in.). For further information on the flap actuator, see C-13-885-000/MS-000.

le retour du fluide. L'orifice à chaque extrémité est dédoublé pour permettre le montage à gauche ou à droite. La course nominale du vérin est de 122 mm (4.787 po). Pour plus de renseignements sur le vérin de volet, voir C-13-885-000/MS-000.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FLAP ACTUATOR

71. For flap actuator removal and installation procedure, see Figure 5-26.

DÉPOSE ET POSE DU VÉRIN DE VOLET

71. Pour la dépose et la pose du vérin de volet, voir figure 5-26.

REMOVAL OF FLAP TELEFLEX CONTROL CABLE

72. To remove the flap Teleflex control cable, proceed as follows (see Figure 5-22):

a. Remove lower LH panel from centre console and disconnect cable at eye-end.

b. Open access panels of trough and disconnect cable retaining clips.

c. Open access panel in LH wing root fillet, disconnect cable at eye-end and remove primary cable.

d. Remove lower panel of LH flap selector control box and disconnect cable at eye-end.

e. Remove floor panel adjacent to control box. Disconnect and remove interconnect cable.

DÉPOSE DU CÂBLE DE COMMANDE TÉLÉFLEX DES VOLETS

72. Pour déposer le câble de commande Téléflex des volets, procéder comme suit (voir figure 5-22) :

a. Déposer le panneau inférieur gauche du pylône de commande et déconnecter le câble à l'extrémité portant l'oeillet.

b. Ouvrir les panneaux d'accès du chemin de câbles et détacher les brides de retenue du câble.

c. Ouvrir le panneau d'accès dans le congé de raccordement à l'emplanture de l'aile gauche, déconnecter le câble à l'extrémité portant l'oeillet et enlever le câble primaire.

d. Enlever le panneau inférieur du boîtier de commande du sélecteur de volets gauche et déconnecter le câble à l'extrémité portant l'oeillet.

e. Enlever le panneau de plancher adjacent au boîtier de commande. Déconnecter et enlever le câble de conjugaison.

INSTALLATION OF FLAP TELEFLEX CONTROL CABLE

73. To install the flap Teleflex control cable, reverse the removal procedure. If a new cable is being fitted, proceed as follows:

a. Deburr and dress cable ends to a bullet nose shape before insertion into control system. Grind or file ends in the direction of winding.

b. To prevent corrosion, lubricate reworked portions only with grease (see Figure 1-2, Item 13).

c. Adjust flap control system (see Paragraph 74).

POSE DU CÂBLE DE COMMANDE TÉLÉFLEX DES VOLETS

73. Pour poser le câble de commande Téléflex des volets, répéter la méthode de dépose en sens inverse. S'il faut poser un nouveau câble, procéder comme suit :

a. Ébavurer les extrémités du câble et les tailler en forme d'ogive avant l'insertion dans le circuit de commande. Limer ou meuler les extrémités dans le sens de l'enroulement.

b. Pour prévenir la corrosion, lubrifier les parties modifiées seulement avec de la graisse (voir figure 1-2, article 13).

c. Régler le circuit de commande des volets (voir paragraphe 74).

ADJUSTMENT OF FLAP CONTROL SYSTEM

74. To adjust the flap control system, proceed as follows:

a. Remove blanking screws and attach a rig board (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 2) to the top surface of each wing adjacent to WS 129 (see Figure 5-27).

b. Adjust the flap actuators and flap interconnect as follows:

(1) Remove flap interconnect torque tube in engine bay. (For removal of outboard bolts at universal joints, see Figure 5-20.)

(2) Disconnect flap follow-up control rod from LH flap and secure clear of flap so that follow-up lever corresponds to approximately the 25 degree flap position.

(3) Select flaps UP and using the emergency hand pump, raise flaps to the full up position. Check that each flap actuator is bottomed and that lower skin surface of each flap is showing in the FLAP 0° sighting hole of the rig boards. Adjust actuator rod eye-ends as required.

NOTE

At the full up position, symmetry between the LH and RH flaps shall be within 1/2 degree. The flap is at 0 degrees when the lower skin surface is centred within the FLAP 0° sighting hole, and at – 1 degree when the lower skin surface is in line with the bottom edge of the FLAP 0° sighting hole.

(4) With both flaps positioned as in Step (3), check that clearance between the underside of the wing fillet and the upper surface of the inboard end of each flap is not less than 1.52 mm (0.060 in.). If necessary, repeat the adjustment of the

RÉGLAGE DU CIRCUIT DE COMMANDE DES VOLETS

74. Pour régler le circuit de commande des volets, procéder comme suit :

a. Enlever les vis d'obturation et fixer une plaque de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 2) à l'extrados de chaque aile, à côté de WS 129 (voir figure 5-27).

b. Régler les vérins et le dispositif de conjugaison des volets comme suit :

(1) Déposer le tube de conjugaison des volets dans le compartiment réacteur. (Pour la dépose des boulons extérieurs aux cardans, voir figure 5-20.)

(2) Détacher la tringle d'asservissement de volets au niveau du volet gauche et la fixer de façon à ce qu'elle soit dégagée du volet pour que le levier d'asservissement soit en position correspondant à 25 degrés de volets.

(3) Mettre le sélecteur de volets sur UP et, avec la pompe à main de secours, ramener les volets en position rentrée maximale. S'assurer que chaque vérin de volet est complètement rentré et que la surface d'intrados de chaque volet apparaît dans la fenêtre FLAP 0° de la plaque de réglage. Régler les embouts à oeillet de la tringle du vérin au besoin.

NOTA

En position complètement rentrée, les volets gauche et droit doivent être symétriques à plus ou moins 1/2 degré. Le volet est à 0 degré quand la surface d'intrados est centré dans la fenêtre FLAP 0°, et à – 1 degré quand la surface d'intrados est alignée avec le bord inférieur de la fenêtre FLAP 0°.

(4) Avec les deux volets positionnés comme à l'étape (3), s'assurer que le dégagement entre l'intrados du congé de raccordement d'aile et l'extrados de l'extrémité intérieure de chaque volet est d'au moins 1.52 mm (0.060 po). Si nécessaire, refaire le réglage

actuator rod-ends or add strips as required, up to 0.060 inch, to meet this requirement.

NOTE

If unable to meet clearance requirements between underside of wing fillet and upper surface of inboard end of flap, inspect wing fillet fairing for any sign of deformation. Replacement of fairing assembly may be required to obtain proper clearance measurements.

(5) Secure and lock actuator rod-ends.

(6) With both flaps positioned as in Step (3), install flap interconnect torque tube. Adjust either interconnect control rod to obtain a drop fit for universal joint bolts. Install washers, nuts, and cotter pins on bolts. Secure and lockwire interconnect rod-end with wire (see Figure 1-2, Item 11).

(7) Select flaps DOWN and, using the emergency hand pump, lower flaps to the full down position. Check that each flap actuator is bottomed and that lower skin surface of each flap is showing within the 40 degree sighting hole.

(8) Using the emergency hand pump, slowly cycle flaps through five complete cycles from full up to full down. Check that both actuators bottom in each position.

(9) Secure and lock actuator rod-ends.

(10) Secure flap follow-up rod to LH flap.

c. Adjust cockpit flap selector levers as follows:

(1) Disconnect telescopic control at selector valve input lever.

des embouts des tringles de vérin ou ajouter des bandes de frottement selon les besoinds, jusqu'à 0.060 pouce, pour respecter cette exigence.

NOTA

S'il est impossible d'obtenir le dégagement requis entre l'intrados du congé de raccordement d'aile et l'extrados de l'extrémité intérieure du volet, inspecter le carénage du congé de raccordement d'aile à la recherche de signes de déformation. Il peut être nécessaire de remplacer le carénage pour obtenir les dégagements appropriés.

(5) Fixer et verrouiller les embouts des tringles de vérin.

(6) Avec les deux volets positionnés comme à l'étape (3), poser le tube de conjugaison. Régler les deux tringles de conjugaison pour obtenir un ajustement lâche des boulons de cardan. Poser les rondelles, les écrous et les goupilles fendues sur les boulons. Fixer l'embout de la tringle de conjugaison et la freiner au fil (voir figure 1-2, article 11).

(7) Mettre le sélecteur de volets sur DOWN et, avec la pompe à main de secours, les amener en position sortie maximale. S'assurer que chaque vérin de volet est complètement rentré et que la surface d'intrados de chaque volet apparaît dans la fenêtre 40 degrés.

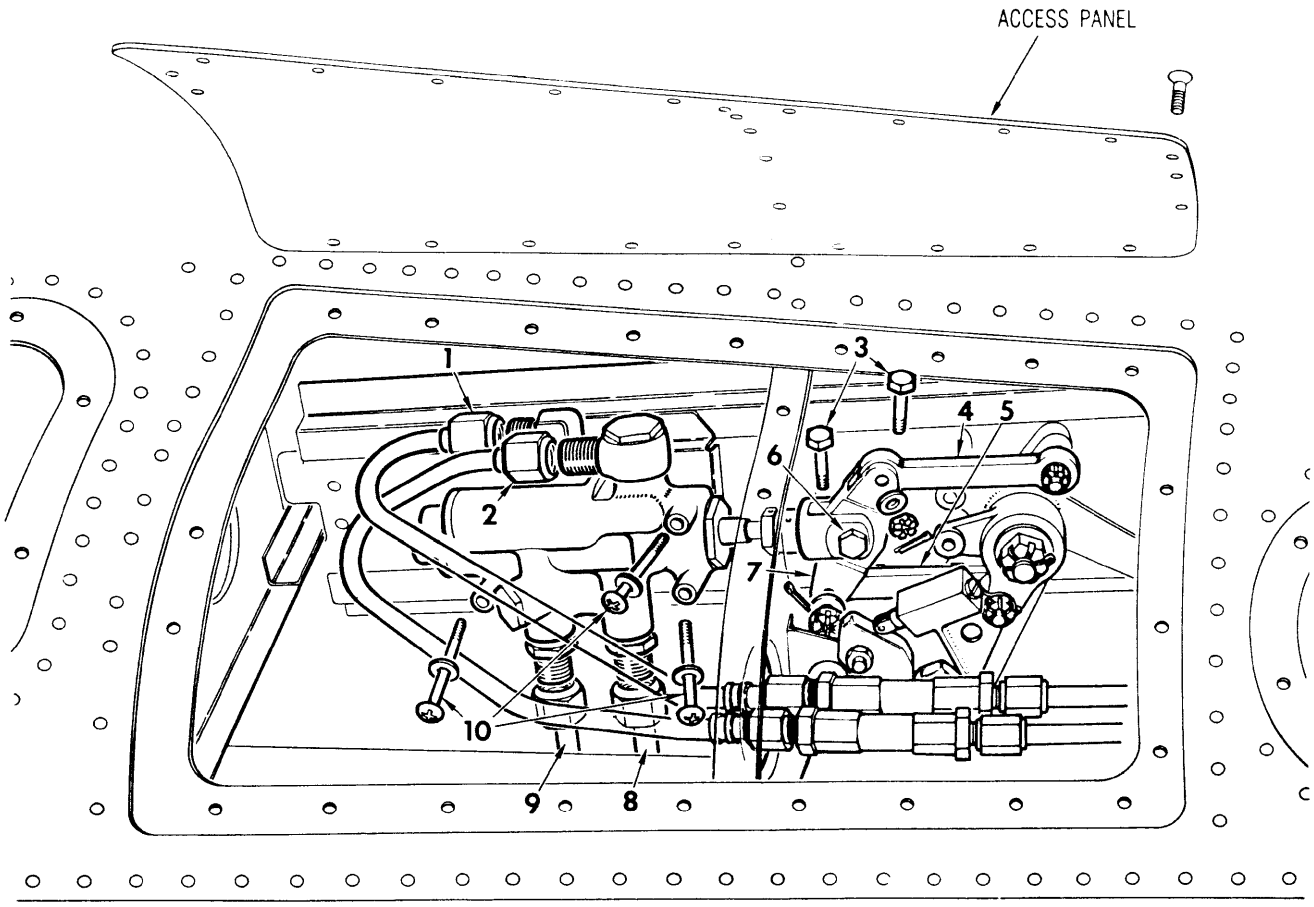
(8) Avec la pompe à main de secours, manoeuvrer doucement les volets cinq fois sur toute leur course de la position rentrée maximale à sortie maximale. S'assurer que les deux vérins sont complètement rentrés pour chaque position.

(9) Fixer et verrouiller les embouts des tringles de vérin.

(10) Bloquer la tringle d'asservissement de volets sur le volet gauche.

c. Régler les leviers sélecteurs de volets dans le poste de pilotage comme suit :

(1) Détacher la commande télescopique au levier d'entrée du robinet sélecteur.



REMOVAL

STEPS

1 Dissipate the pressure in the main hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001).

2 Disconnect and cap hydraulic lines (1), (2), (8) and (9).

3 Remove cotter pins, nuts, washers and bolts (3). Disengage link rods (4) and (5) from lever (7).

4 Remove the three screws (10) and withdraw selector valve.

5 Remove cotter pin, nut, washer and guide bolt (6) and remove lever (7) from selector valve.

INSTALLATION

STEPS

1 Position lever (7) in fork-end of selector valve and install guide bolt (6), washer, nut and cotter pin.

2 Position valve on mounting plate with end of guide bolt engaged in the slot in the mounting channel. Install the three screws (10) and washers.

3 Position link rods (4) and (5) in lever (7) and install bolts (3), washers, nuts and cotter pins.

NOTE

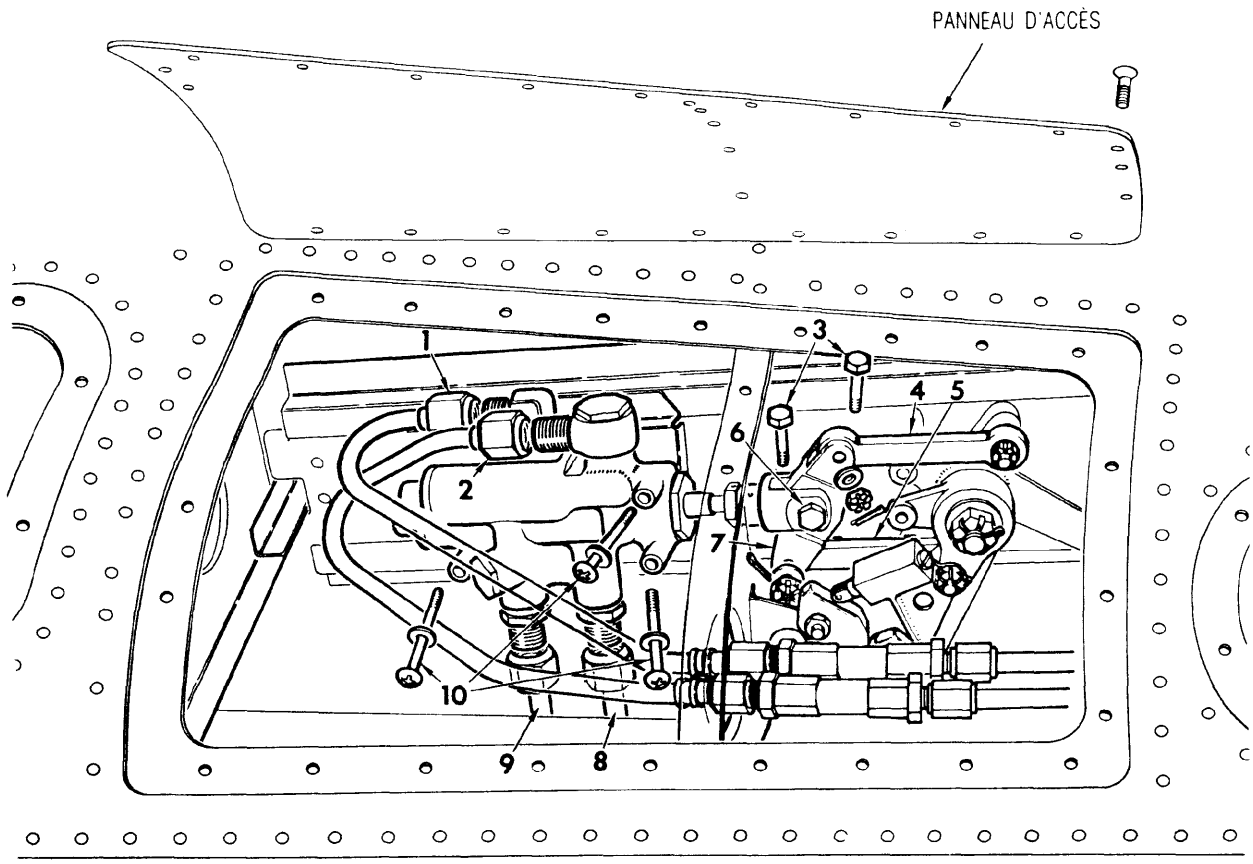
Bolts must be installed with the head inwards.

4 Connect hydraulic lines (1), (2), (8) and (9).

5 Adjust the neutral position of valve and carry out a functional check of the flaps (see text).

BOA05041

Figure 5-25 Removal and Installation of Flap Selector Valve



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Éliminer la pression dans le circuit hydraulique principal (voir C-12-114-0B0/MF-001).

2 Déconnecter et boucher les conduites hydrauliques (1), (2), (8) et (9).

3 Enlever les goupilles fendues, les écrous, les rondelles et les boulons (3). Dégager les biellettes (4) et (5) du levier (7).

4 Retirer les trois vis (10) et enlever le robinet sélecteur.

5 Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon-guide (6), et retirer le levier (7) du robinet sélecteur.

POSE

ÉTAPES

1 Positionner le levier (7) dans la chape du robinet sélecteur et poser le boulon-guide (6), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

2 Positionner le robinet sélecteur sur la plaque de montage de façon que l'extrémité du boulon-guide soit engagée dans la fente du profilé de montage. Poser les trois vis (10) et les rondelles.

3 Positionner les biellettes (4) et (5) sur le levier (7) et poser les boulons (3), les rondelles, les écrous et les goupilles fendues.

NOTA

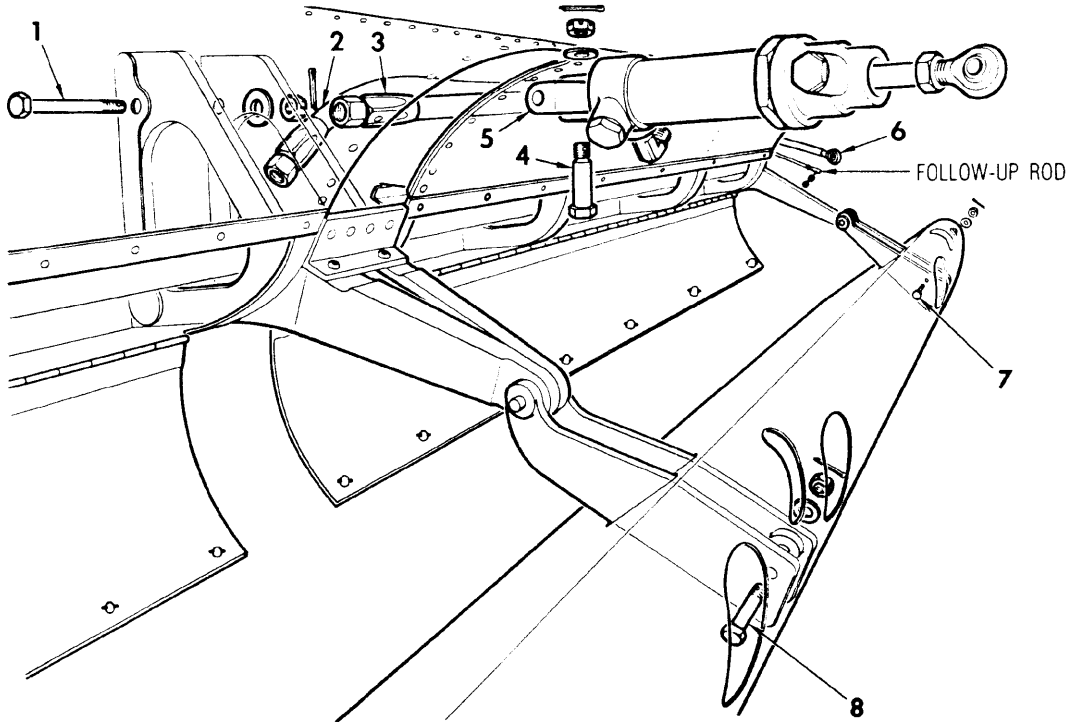
Les boulons doivent être posés avec la tête vers l'intérieur.

4 Brancher les conduites hydrauliques (1), (2), (8) et (9).

5 Régler le robinet sélecteur en position neutre et effectuer une vérification de fonctionnement des volets (voir texte).

BOA05042

Figure 5-25 Dépose et pose du robinet sélecteur de volets



REMOVAL

STEPS

1 Lower the flaps to the full down position.

2 Dissipate the pressure in main hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001).

3 Operate one flap selector lever to move flap selector valve from its neutral position to dissipate the residual pressure in the hydraulic lines at actuator.

4 Gain access to actuator and interconnect rod by removing the panels on the flaps and opening the hinged panels in the wing shroud (see C-12-114-000/MF-001).

5 Remove nut and washer from flap follow-up rod and disconnect the rod. (LH flap only).

6 Remove cotter pin, nut, washer and bolt (7) and disconnect interconnect rod (6).

7 Remove cotter pin, nut, washer and bolt (8) and allow flap to hinge down.

8 Disconnect and cap hydraulic lines (2) and (3).

9 Remove cotter pin, nut, washer and bolt (1) and withdraw actuator and trunnion (5) from wing.

10 Remove cotter pin, nut, washer and bolt (4) and remove trunnion from actuator.

INSTALLATION

STEPS

1 Position trunnion (5) on actuator and install bolt (4), washer, nut and cotter pin.

2 Position actuator in wing and install bolt (1), washer and nut. Torque bolt 1.7 to 2.3 N•m (15 to 20 inch-pounds) and install cotter pin.

3 Connect hydraulic lines (2) and (3).

4 Position actuator rod-end in flap and install bolt (8), washer, nut and cotter pin.

5 Connect the interconnect rod to flap and install bolt (7), washer, nut and cotter pin.

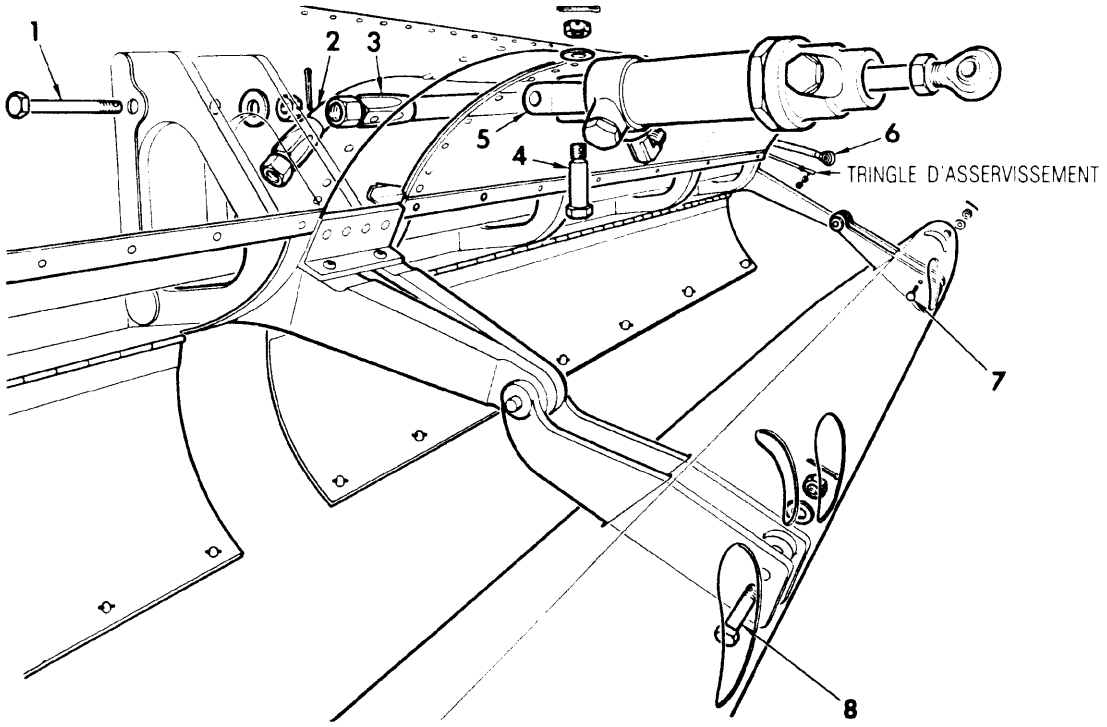
6 Connect the flap follow-up rod to the flap and install washer and nut (LH flap only).

7 Adjust the actuator and carry out a functional check of flaps (see text).

8 Install and secure access panels.

BOA05043

Figure 5-26 Removal and Installation of Flap Actuator



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Abaisser les volets à la position sortie maximale.

2 Éliminer la pression dans le circuit hydraulique principal (voir C-12-114-0B0/MF-001).

3 Manoeuvrer un levier sélecteur de volets pour amener le robinet sélecteur en position neutre et éliminer la pression résiduelle dans les conduites hydrauliques au vérin.

4 Accéder au vérin et à la tringle de conjugaison en déposant les panneaux sur le volet et en ouvrant les panneaux articulés dans le carénage de l'aile (voir C-12-114-000/MF-001).

5 Enlever l'écrou et la rondelle de la tringle d'asservissement de volets et déconnecter la tringle (volet gauche seulement).

6 Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (7) et déconnecter la tringle de conjugaison (6).

7 Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (8) et laisser le volet sortir.

8 Déconnecter et boucher les conduites hydrauliques (2) et (3).

9 Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (1) et retirer le vérin et le tourillon (5) de l'aile.

10 Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (4), et retirer le tourillon du vérin.

POSE

ÉTAPES

1 Positionner le tourillon (5) sur le vérin et poser le boulon (4), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

2 Positionner le vérin dans l'aile et poser le boulon (1), la rondelle et l'écrou. Serrer le boulon à un couple de 1.7 à 2.3 N•m (15 à 20 lb•po) et poser la goupille fendue.

3 Raccorder les conduites hydrauliques (2) et (3).

4 Positionner l'embout de tringle du vérin dans le volet et poser le boulon (8), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

5 Raccorder la tringle de conjugaison au volet et poser le boulon (7), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

6 Raccorder la tringle d'asservissement au volet et poser la rondelle et l'écrou (volet gauche seulement).

7 Régler le vérin et effectuer une vérification de fonctionnement des volets (voir texte).

8 Poser et fixer les panneaux d'accès.

BOA05044

Figure 5-26 Dépose et pose du vérin de volet

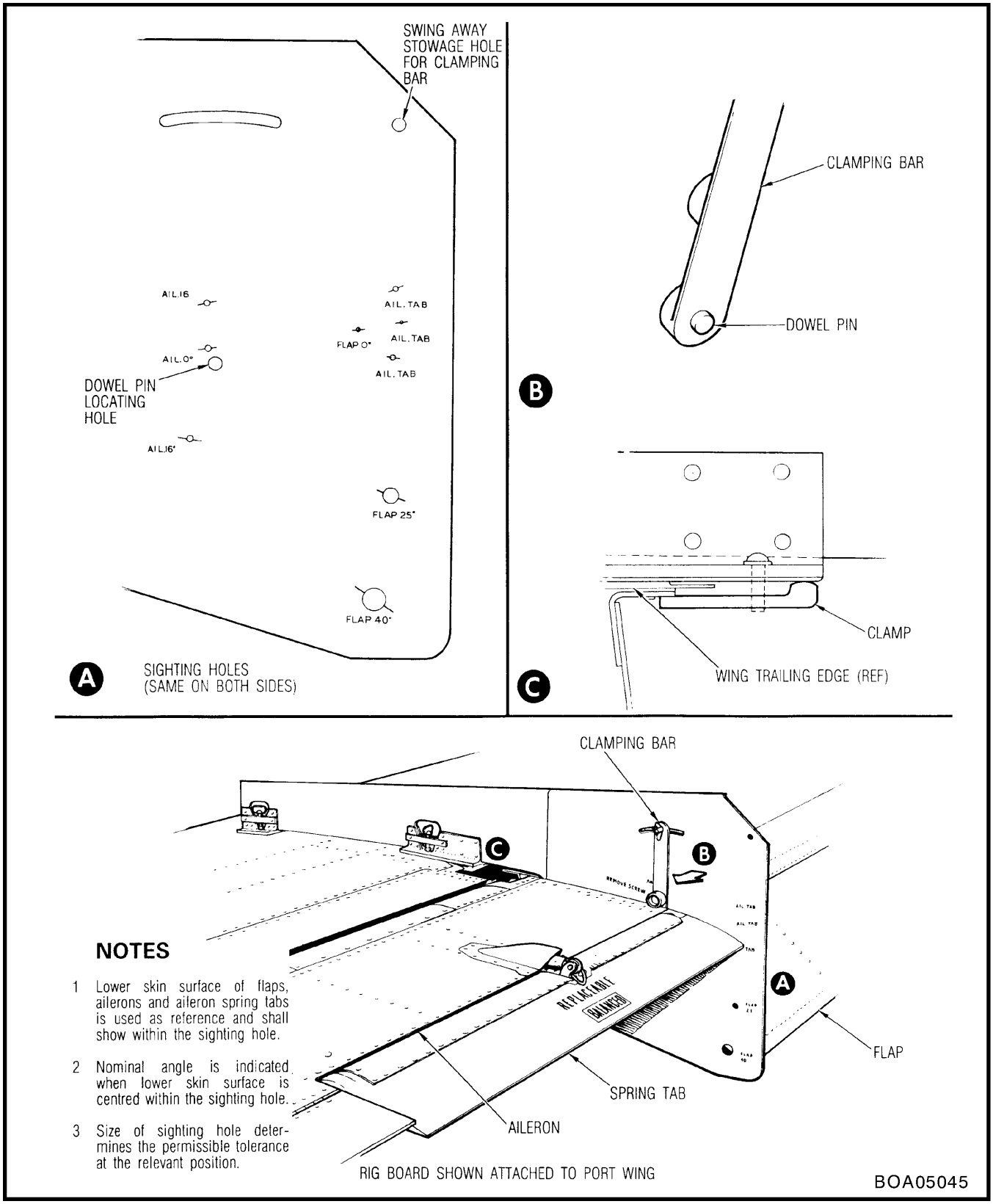


Figure 5-27 Rig Board – Flap, Aileron and Aileron Spring Tab

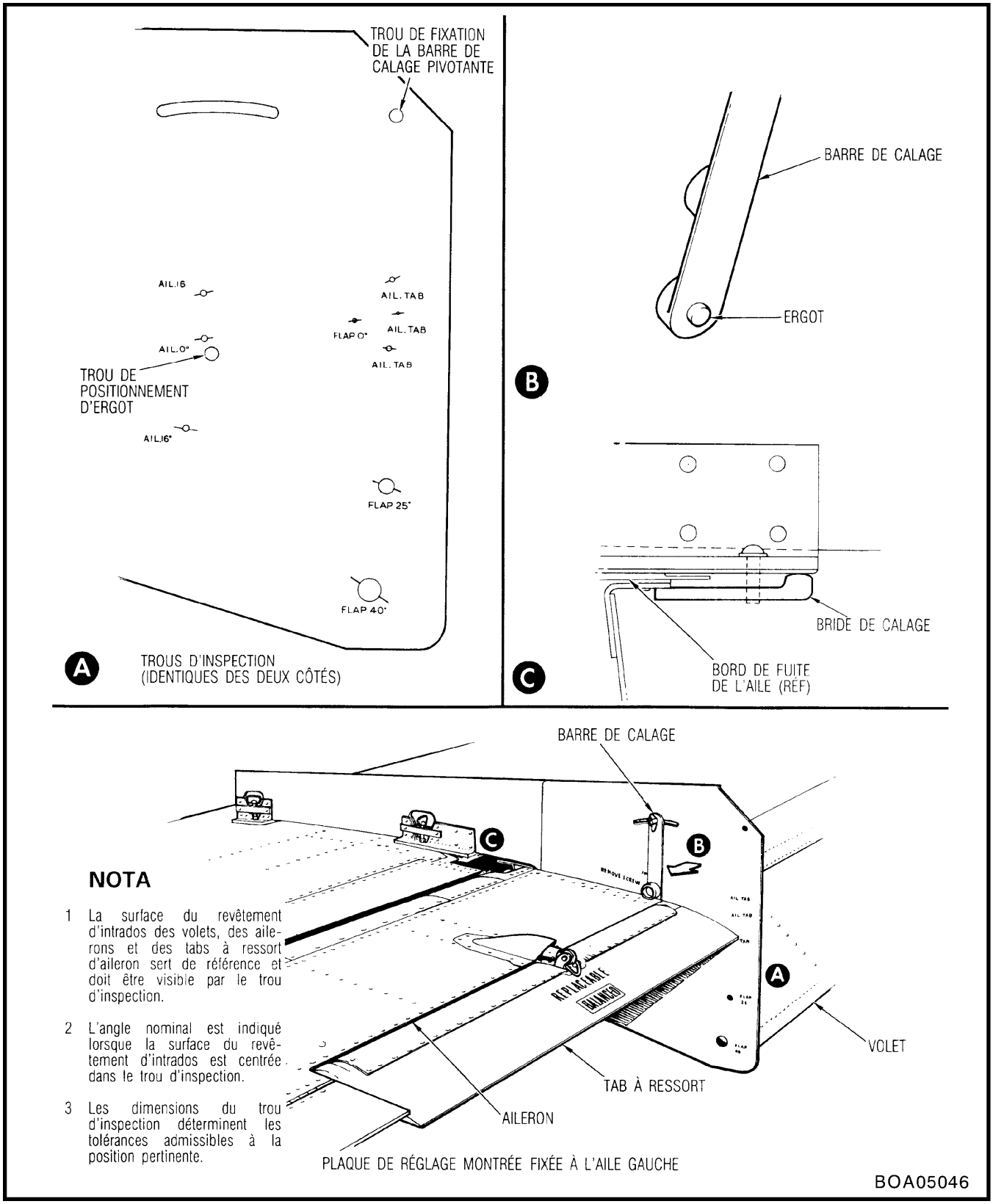


Figure 5-27 Plaque de réglage – volet, aileron et tab à ressort d'aileron

(2) Set LH selector lever in the UP position with a clearance of 1.59 mm (1/16 in.) between the lever and the forward fibre stop. Check that telescopic tube is not bottoming.

(3) Adjust telescopic rod-ends from either selector lever to position RH selector lever in the UP position with a clearance of not less than 3.175 mm (1/8 in.) between the forward edge of the lever and the edge of the forward console panel (see Figure 5-22). Check that telescopic tubes are in safety and that the clearance at the LH selector lever is unchanged.

CAUTION

Ensure that hydraulic system pressure is zero before inserting rig pin, otherwise damage to flap mechanism may result.

(4) Check that flaps are in the full up position and insert a ring pin (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 93) through selector valve input and follow-up levers and adjacent structure bracket. Adjust follow-up control rod as required.

(5) Adjust telescopic control rod-end as required at selector valve input lever until attachment bolt can be easily installed. Ensure that telescopic tube has at least 3.175 mm (1/8 in.) travel before bottoming.

(6) Remove rig pin and select flaps DOWN using LH selector lever. Check that LH selector lever is contacting fibre stop at the DOWN position and that telescopic tube is in safety.

(7) Check that RH selector lever has a clearance of not less than 1.59 mm (1/16 in.) between aft edge of lever and end of slot in plastic panel (see Figure 5-22), and that telescopic tubes are not bottoming.

(2) Mettre le levier sélecteur gauche sur UP en laissant un dégagement de 1.59 mm (1/16 po) entre le levier et la butée en fibres avant. S'assurer que le tube télescopique ne rentre pas complètement.

(3) Régler les embouts de la tringle télescopique, à partir de l'un ou l'autre des leviers sélecteurs, pour mettre le levier sélecteur droit sur UP en laissant un dégagement d'au moins 3.175 mm (1/8 po) entre le bord avant du levier et le bord avant de la console (voir figure 5-22). S'assurer que les tubes télescopiques sont freinés et que le dégagement du levier sélecteur gauche n'a pas changé.

ATTENTION

S'assurer que la pression du circuit hydraulique est égale à zéro avant d'introduire la broche de réglage, sous peine d'endommager le mécanisme des volets.

(4) S'assurer que les volets sont en position rentrée maximale et insérer une broche de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 93) dans l'entrée du robinet sélecteur, dans les leviers d'asservissement et dans la ferrure de structure adjacente. Régler la tringle d'asservissement au besoin.

(5) Régler l'embout de tringle télescopique, au besoin, au niveau du levier d'entrée du robinet sélecteur jusqu'à ce que le boulon de fixation puisse être aisément posé. S'assurer que le tube télescopique a une course d'au moins 3.175 mm (1/8 po) avant de rentrer complètement.

(6) Enlever la broche de réglage et sélecter la position DOWN avec le levier sélecteur gauche des volets. S'assurer que le levier sélecteur gauche est en contact avec la butée en fibres lorsqu'il est sur DOWN et que le tube télescopique est freiné.

(7) S'assurer que le levier sélecteur droit présente un dégagement d'au moins 1.59 mm (1/16 po) entre son bord arrière et l'extrémité de la fente dans le panneau de plastique (voir figure 5-22), et que les tubes télescopiques ne sont pas complètement rentrés.

(8) Check that minimum movement of selector valve input lever is 78.7 mm (3.1 in.) between full UP and full DOWN positions (see Figure 5-22).

d. Check neutral setting of flap selector lever as follows:

(1) Disconnect valve spool lever from fork-end of valve spool.

(2) Move valve spool in and out and check that spool returns to neutral when released at end of each movement.

NOTE

The spool is spring-loaded to the neutral position.

(3) Insert rig pin in accordance with Step c (4).

(4) Check that valve spool attachment bolt can be easily installed in both fork-end of valve spool and spool lever with spool still in the neutral position. Adjust spool fork-end as required. Install washers, nut and cotter pin on fork-end bolt and tighten check nut.

e. Adjust flaps TAKEOFF position as follows:

(1) Using either cockpit selector lever, select TAKEOFF position and pump flaps down until motion is arrested (when selector valve spool is returned to the neutral position by follow-up mechanism).

(2) Check that lower skin surface of each flap is showing in the FLAP 25° sighting hole of rig board. Adjust 25 degree detent cam as required by repositioning cam in slotted holes.

f. Adjust flap position transmitter as follows:

(1) Energize dc bus (see C-12-114-000/MF-001).

(8) S'assurer que la course du levier d'entrée du robinet sélecteur est de 78.7 mm (3.1 po) minimum entre les positions UP (rentrée maximale) et DOWN (sortie maximale) (voir figure 5-22).

d. Vérifier le réglage au neutre du levier sélecteur de volets comme suit :

(1) Déconnecter le levier du tiroir du robinet sélecteur à la chape du tiroir.

(2) Déplacer le tiroir du robinet vers l'intérieur et l'extérieur et s'assurer qu'il revient à la position neutre quand il est relâché à la fin de chaque mouvement.

NOTA

Le tiroir est rappelé en position neutre par un ressort.

(3) Insérer une broche de réglage conformément à l'étape c (4).

(4) S'assurer que le boulon de fixation du tiroir du robinet peut être facilement posé à la fois dans la chape et dans le levier du tiroir, le tiroir étant toujours en position neutre. Régler la chape du tiroir selon les besoins. Poser des rondelles, un écrou et une goupille fendue sur le boulon de la chape et serrer le contre-écrou.

e. Régler la position TAKEOFF des volets comme suit :

(1) Avec un des leviers sélecteurs du poste de pilotage, mettre les volets sur TAKEOFF et pomper pour faire descendre les volets jusqu'à l'arrêt du mouvement (quand le tiroir du robinet sélecteur est ramené en position neutre par le mécanisme d'asservissement).

(2) S'assurer que la surface d'intrados de chaque volet apparaît dans la fenêtre FLAP 25° de la plaque de réglage. Régler la came de détente à 25 degrés selon les besoins en la repositionnant dans les fentes.

f. Régler le transmetteur de position de volets comme suit :

(1) Mettre le bus c.c. sous tension (voir C-12-114-000/MF-001).

(2) Push in FLAP POS. circuit-breaker on circuit-breaker panel.

(3) Select flaps to the UP position.

(4) Adjust length of transmitter rod, from follow-up linkage, to 77.7 mm (3.06 in.) between bolt centres.

(5) Release pinch bolt on transmitter shaft and rotate shaft until position indicator in cockpit indicates the flap position within ±1 degree. Secure pinch bolt.

NOTE

The flap is at 0 degrees when the lower skin surface is central within the FLAP 0° sighting hole, and at – 1 degree when the lower skin surface is in line with the bottom edge of the FLAP 0° sighting hole.

(6) Select flaps to full DOWN and check that position indicator indicates the flap position within ±2 degrees. Adjust the length of the transmitter rod to meet this requirement and, if necessary, re-zero the transmitter in the up position as in Step (5). Secure and lock the transmitter rod.

NOTE

The flap is at 40 degrees down when the lower skin surface is central within the FLAP 40° sighting hole, and at 42 degrees when the lower skin surface is in line with the bottom edge of the sighting hole.

g. Carry out a functional check of the flap control system (see Paragraph 75).

NOTE

Upon completion of all maintenance activities requiring or rigging changes to the flap system, a functional check of the pre-stall warning system shall be carried out in accordance with Paragraph 95.

(2) Enclencher le disjoncteur FLAP POS. situé sur le panneau disjoncteurs.

(3) Mettre les volets en position UP.

(4) Régler la longueur de la tringle du transmetteur, à partir de la tringlerie d'asservissement, pour obtenir 77.7 mm (3.06 po) entre les axes des boulons.

(5) Relâcher le boulon de serrage sur l'arbre du transmetteur et faire tourner l'arbre jusqu'à ce que l'indicateur de position dans le poste de pilotage indique la position des volets à ±1 degré. Serrer le boulon de pincement.

NOTA

Le volet est à 0 degré quand la surface d'intrados est centrée dans la fenêtre FLAP 0°, et à – 1 degré quand la surface d'intrados est alignée avec le bord inférieur de la fenêtre FLAP 0°.

(6) Mettre les volets en position DOWN (sortie maximale) et s'assurer que l'indicateur de position indique la position des volets à ±2 degrés. Régler la longueur de la tringle du transmetteur pour répondre à cette exigence et, au besoin, régler de nouveau à zéro le transmetteur pour la position rentrée comme à l'étape (5). Fixer la tringle du transmetteur et la freiner au fil.

NOTA

Le volet est à 40 degrés quand la surface d'intrados est centrée dans la fenêtre FLAP 40°, et à 42 degrés quand la surface d'intrados est alignée avec le bord inférieur de la fenêtre.

g. Effectuer une vérification de fonctionnement du circuit de commande des volets (voir paragraphe 75).

NOTA

Une fois qu'on a terminé toutes les activités de maintenance qui nécessitent des modifications à l'ajustement ou au réglage du circuit de commande des volets, effectuer une vérification de fonctionnement du circuit d'avertissement de décrochage, conformément au paragraph 95.

h. If repeatability of flap travel cannot be obtained during the functional check of the flaps, proceed as follows:

(1) Using LH flap selector lever, select flaps UP. Check that selector lever is against its stop, actuators are bottomed and that a clearance exists between the RH lever and its stop (see Figure 5-22).

(2) With the LH lever held against its stop, remove the flap selector valve spool fork-end bolt and check that valve spool is slightly ported to the up position (indicated by spool moving slightly aft when bolt is removed). Install bolt in fork-end.

(3) Using LH flap selector lever, select flaps DOWN. Check that actuators are bottomed and that a clearance exists between the RH lever and its stop (see Figure 5-22).

(4) Remove the flap selector valve spool fork-end bolt and check that valve spool is slightly ported to the down position (indicated by spool moving slightly forward when bolt is removed). Install bolt in fork-end.

(5) If valve spool is not ported as in either Step (2) or (4), back off locknut and screw valve spool into the fork-end to improve the down position, or out of fork-end to improve the up position. Secure locknut.

NOTE

An adjustment of 1/3 to 1/4 turn should be sufficient and may be made for one direction only, either up or down, as required, but not for both. If both travel limits are not repeatable, the flap control system is incorrectly adjusted and the adjustment procedure shall be repeated.

i. Remove the flap rig boards.

h. Si l'on ne peut répéter la même course de volet plusieurs fois pendant la vérification de fonctionnement des volets, procéder comme suit :

(1) Mettre le levier sélecteur de volets gauche sur UP. S'assurer que le levier sélecteur est bien appuyé contre sa butée, que les vérins sont complètement rentrés et qu'il y a un dégagement entre le levier droit et sa butée (voir figure 5-22).

(2) Avec le levier sélecteur gauche maintenu contre sa butée, enlever le boulon de la chape du tiroir du robinet sélecteur de volets et s'assurer que le tiroir est légèrement ouvert à la position rentrée (indiqué par un léger déplacement du tiroir vers l'arrière quand le boulon est enlevé). Poser le boulon dans la chape.

(3) Mettre le levier sélecteur de volets gauche sur DOWN. S'assurer que les vérins sont complètement rentrés et qu'il y a un dégagement entre le levier droit et sa butée (voir figure 5-22).

(4) Enlever le boulon de la chape du tiroir du robinet sélecteur de volets et s'assurer que le tiroir est légèrement ouvert à la position sortie (indiqué par un léger déplacement du tiroir vers l'avant quand le boulon est enlevé). Poser le boulon dans la chape.

(5) Si le tiroir du robinet sélecteur n'est pas ouvert comme à l'étape (2) ou (4), desserrer le contre-écrou et visser le tiroir dans la chape pour améliorer la position sortie, ou le dévisser de la chape pour améliorer la position rentrée. Serrer le contre-écrou.

NOTA

Un réglage de 1/3 à 1/4 tour devrait être suffisant et n'est permissible que dans un sens seulement, rentrée ou sortie, selon les besoins, mais non pour les deux. Si l'on ne peut répéter les mêmes limites de débattement dans les deux sens, la commande des volets est mal réglée et le réglage doit être effectué à nouveau.

i. Enlever les plaques de réglage des volets.

CAUTION

Power shall be off for this check, otherwise damage to the rig pin holes and linkage will result.

j. With flaps full up and hydraulic power off, insert a rig pin through the flap selector valve input and follow-up levers and adjacent structure. Check that vertical movement of trailing edge of flaps does not exceed 3.175 mm (0.125 in.) and that this free play is not concentrated in one place.

k. Remove rig pin.

l. Disconnect the hydraulic test stand.

m. Check that all disturbed items are safetied and locked.

n. De-energize the dc bus (see C-12-114-000/MF-001).

FUNCTIONAL CHECK OF FLAP CONTROL SYSTEM

75. To carry out the functional check of the flap control system, proceed as follows:

NOTE

The friction load checks on the selector controls are only required whenever the controls have been subjected to rectification action. Similarly, the checks on actual flap positions are only required whenever the flap position indication system has been subjected to rectification action.

a. Remove blanking screws and attach a rig board to the top surface of each wing adjacent to WS 129 (see Figure 5-27).

ATTENTION

La présente vérification doit être effectuée avec l'alimentation électrique coupée, sous peine d'endommager les trous de la broche de réglage et la tringlerie.

j. Avec les volets complètement rentrés et l'alimentation hydraulique coupée, insérer une broche de réglage par l'entrée du robinet sélecteur de volets et par les leviers d'asservissement ainsi que par la structure adjacente. S'assurer que le déplacement vertical du bord de fuite des volets ne dépasse pas 3.175 mm (0.125 po) et que ce jeu n'est pas concentré en un seul endroit.

k. Enlever la broche de réglage.

l. Déconnecter le banc d'essai hydraulique.

m. S'assurer que tous les éléments touchés sont bien fixés et verrouillés.

n. Mettre le bus c.c. hors tension (voir C-12-114-000/MF-001).

VÉRIFICATION DU FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT DE COMMANDE DES VOLETS

75. Pour effectuer la vérification de fonctionnement du circuit de commande des volets, procéder comme suit :

NOTA

Les vérifications de frottement sur les commandes de sélecteur ne sont nécessaires que si les commandes ont fait l'objet de rectifications. De même, les vérifications des positions réelles des volets ne sont nécessaires que si le circuit d'indication de position des volets a fait l'objet de rectifications.

a. Enlever les vis d'obturation et fixer une plaque de réglage sur l'extrados de chaque aile à côté de WS 129 (voir figure 5-27).

b. Connect a hydraulic test stand to the aircraft and pressurize the main system (see C-12-114-0B0/MF-001).

c. Energize the dc bus (see C-12-114-000/MF-001).

d. Ensure that the FLAP POS. circuit-breaker is pushed in.

e. Adjust the test stand to apply a pressure of 10 342 kPa (1500 psi) at 40.9 L/min (9 imp gal/min [10.9 US gal/min]).

f. With the flaps up and using a force indicator, apply a load to the top of the RH selector lever and select the TAKEOFF position. Check that the load required to move the selector lever is 13.3 to 31 newtons (3 to 7 lb).

NOTE

Do not hold the lever in the selected position.

g. Check that flaps move down to the FLAP 25° sighting hole and that flap position indicator indicates takeoff within ±2 degrees of the flap position.

NOTE

Flap is at 25 degrees down when lower skin surface is central within FLAP 25° sighting hole and at 27 degrees when lower skin surface is in line with bottom edge of this sighting hole.

h. Return the flaps to the UP position.

i. Repeat Step f, moving the lever to the DOWN position. Check that the load required to move the lever is 22.2 to 44.5 newtons (5 to 10 lb).

j. Check that flaps move down to the FLAP 40° sighting hole and that position indicator indicates DOWN within ±2 degrees of the flap position.

k. Using the force indicator, move the RH se lector lever from the DOWN to the TAKEOFF position. Check that the load required to move the lever is 13.3 to 31 newtons (3 to 7 lb).

b. Raccorder un banc d'essai hydraulique à l'avion et mettre le circuit principal sous pression (voir C-12-114-0B0/MF-001).

c. Mettre le bus c.c. sous tension (voir C-12-114-000/MF-001).

d. S'assurer que le disjoncteur FLAP POS. est enclenché.

e. Régler le banc d'essai en appliquant une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) à raison de 40.9 l/min (9 gal imp/min [10.9 gal US/min]).

f. Avec les volets rentrés, et en utilisant un dynamomètre, exercer une force au haut du levier sélecteur droit et mettre le levier sur TAKEOFF. S'assurer que la force nécessaire pour déplacer le levier sélecteur est comprise entre 13.3 et 31 newtons (3 et 7 lb).

NOTA

Ne pas maintenir le levier dans la position sélectée.

g. S'assurer que les volets descendent et apparaissent dans la fenêtre FLAP 25° et que l'indicateur de position de volets indique la position de décollage des volets à ±2 degrés.

NOTA

Le volet est sorti à 25 degrés quand la surface d'intrados est centrée dans la fenêtre FLAP 25°, et à 27 degrés quand la surface d'intrados est alignée avec le bord inférieur de la fenêtre.

h. Ramener les volets à la position UP.

i. Répéter l'étape f en mettant le levier sur DOWN. S'assurer que la force nécessaire pour déplacer le levier est comprise entre 22.2 et 44.5 newtons (5 et 10 lb).

j. S'assurer que les volets descendent jusqu'à la fenêtre FLAP 40° et que l'indicateur de position indique DOWN à ±2 degrés de la position des volets.

k. Avec le dynamomètre, déplacer le levier sélecteur droit de DOWN à TAKEOFF. S'assurer que la force nécessaire pour déplacer le levier est comprise entre 13.3 et 31 newtons (3 et 7 lb).

l. Check that flaps move up to the FLAP 25° sighting hole and that the position indicator indicates takeoff within ±2 degrees of the flap position.

m. Move the lever from TAKEOFF to the UP position. Check that the load required to move the lever is 22.2 to 44.5 newtons (5 to 10 lb).

n. Check that flaps move up to the FLAP 0° sighting hole and that the position indicator indicates up within ±1 degree of the flap position.

o. Adjust the test stand pressure as necessary and check that the maximum pressure required to lower the flaps is 1034 kPa (150 psi), and to raise them 1724 kPa (250 psi).

p. Adjust the test stand as in Step e.

q. Operate the flaps up and down and check that the operating time is 10 to 13 seconds from DOWN to UP and 7 to 9 seconds from UP to DOWN.

r. Remove the rig boards and disconnect the hydraulic test stand. Install the blanking screws in the top surface of each wing.

s. De-energize the dc bus.

SPEED BRAKES

GENERAL

76. The speed brakes are fitted on opposite sides of the rear fuselage at FS 370 (see Figures 5-28 and 5-29). Each speed brake has two hinges at its forward end and is operated hydraulically by an actuator which is connected to a trunnion on the inner side of the speed brake. The speed brakes are controlled by a solenoid-operated selector valve located in the engine bay. Selection is made from either one of two switches located on the top of the throttle levers on the LH and centre consoles in the cockpit. Any selection made on the student switch can be overridden by the instructor switch.

77. An internal lock in the actuators provides the means of locking the speed brakes in the closed position. An advisory light is provided in the cockpit to indicate when the speed brakes are out.

l. S'assurer que les volets montent jusqu'à la fenêtre FLAP 25° et que l'indicateur de position indique la position de décollage des volets à ±2 degrés.

m. Déplacer le levier de TAKEOFF à UP. S'assurer que la force nécessaire pour déplacer le levier est comprise entre 22.2 et 44.5 newtons (5 et 10 lb).

n. S'assurer que les volets montent jusqu'à la fenêtre FLAP 0° et que l'indicateur de position indique la position des volets à ±1 degré.

o. Régler la pression du banc d'essai selon les besoins et s'assurer que la pression maximale nécessaire pour sortir les volets est de 1034 kPa (150 lb/po^2) et qu'elle est de 1724 kPa (250 lb/po^2) pour les rentrer.

p. Régler le banc d'essai comme à l'étape e.

q. Manoeuvrer les volets sur toute leur course et s'assurer que le temps de fonctionnement est de 10 à 13 secondes pour passer de DOWN à UP, et de 7 à 9 secondes pour passer de UP à DOWN.

r. Enlever les plaques de réglage et déconnecter le banc d'essai hydraulique. Poser les vis d'obturation sur l'extrados de chaque aile.

s. Mettre le bus c.c. hors tension.

AÉROFREINS

GÉNÉRALITÉS

76. Les aérofreins sont montés de chaque côté du fuselage arrière, à FS 370 (voir figures 5-28 et 5-29). Chaque aérofrein est muni de deux charnières à son extrémité avant et est actionné hydrauliquement par un vérin relié à un tourillon sur le côté intérieur de l'aérofrein. Les aérofreins sont commandés par un électrorobinet sélecteur situé dans le compartiment réacteur. On sélecte leur position à partir d'un des deux boutons situés sur les manettes de poussée de la console gauche et du pylône de commande dans le poste de pilotage. Toute sélection faite grâce au bouton de l'élève peut être surpassée par le bouton de l'instructeur.

77. Un verrou interne dans les vérins assure le verrouillage des aérofreins en position fermée. Un voyant d'avertissement dans le poste de pilotage indique que les aérofreins sont sortis.

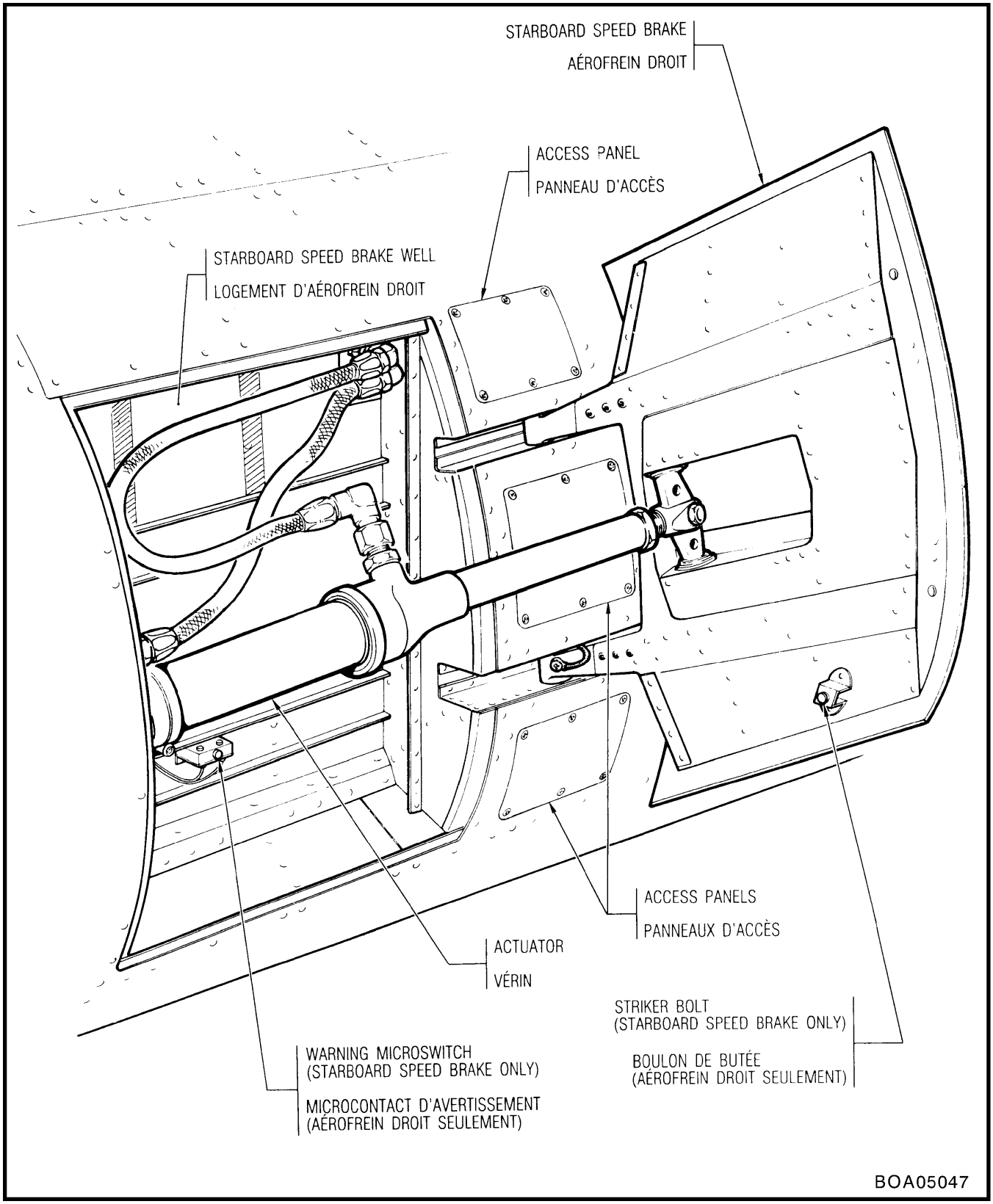


Figure 5-28 Speed Brakes
Figure 5-28 Aérofreins

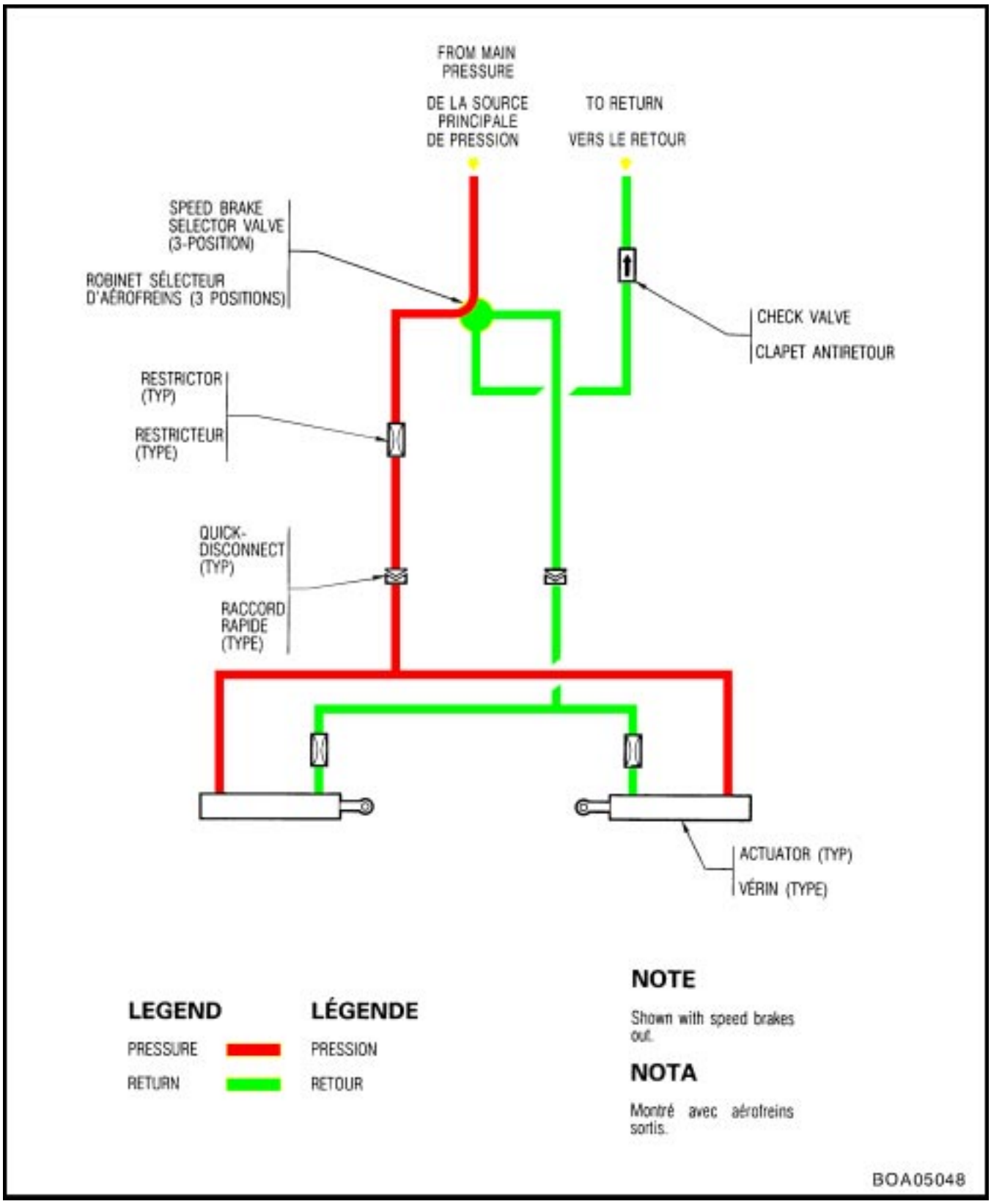


Figure 5-29 Speed Brake Hydraulic System – Schematic
Figure 5-29 Circuit hydraulique des aérofreins – schéma

COMPONENT LOCATIONS

78. For location of the main components in the speed brake system, see Figure 5-30.

OPERATION

79. The speed brakes can be selected by either control switch to two positions, in or out. On selecting out, the selector valve directs hydraulic fluid, at system pressure, to the out supply port of the valve. The fluid passes through a two-way restrictor in the out line to unlock and extend both actuators and open the speed brakes to the fully out position. As the speed brakes commence to open, the warning switch is operated and the advisory light in the cockpit illuminates. On selecting speed brakes in, the selector valve directs fluid, under pressure, to the in supply port of the valve. The fluid passes through a two-way restrictor in the in line of each actuator to retract the actuator and close the speed brakes to the fully in position. When the actuators are fully retracted, a lock in the actuators engages and locks the speed brakes in the in position. When the speed brakes reach the fully in position, the warning switch is operated and the advisory light in the cockpit extinguishes.

ELECTRICAL SCHEMATIC

80. For the electrical schematic diagram of the speed brakes, see Figure 5-8.

REMOVAL AND INSTALLATION OF SPEED BRAKE

81. For the removal and installation of the speed brake, see Part 2.

SPEED BRAKE ACTUATOR

82. The speed brake actuator is a double-acting hydraulic unit designed to open and close the speed brakes. The actuator consists of a cylinder containing a piston, locking-piston and locking-piston springs. A port at each end of the cylinder provides an inlet and return path for the fluid. Segments are provided in the piston, which, when expanded by the spring-loaded locking-piston, lock the actuator when it is fully retracted. The nominal stroke of the actuator is 220 mm (8.67 in.). For further information on the speed brake actuator, see C-13-721-000/MS-000.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

78. Pour l'emplacement des principaux éléments du circuit des aérofreins, voir figure 5-30.

FONCTIONNEMENT

79. Les aérofreins peuvent être sélectés sur deux positions, rentrés ou sortis, grâce à l'un ou l'autre des boutons de commande. Lorsqu'on choisit la position sortie, le robinet sélecteur dirige le fluide hydraulique, à la pression du circuit, vers l'orifice de sortie du robinet. Le fluide traverse un restricteur à deux voies dans la conduite de sortie pour déverrouiller et sortir les deux vérins et ouvrir les aérofreins à la position complètement sortie. Lorsque les aérofreins commencent à sortir, le contacteur d'avertissement est actionné et le voyant d'avertissement du poste de pilotage s'allume. Lorsqu'on choisit la position rentrée, le robinet sélecteur dirige le fluide sous pression vers l'orifice d'entrée du robinet. Le fluide traverse un restricteur à deux voies dans la conduite d'entrée de chaque vérin pour faire rentrer le vérin et amener les aérofreins en position complètement rentrée. Quand les vérins sont entièrement rentrés, un verrou interne dans les vérins enclenche et verrouille les aérofreins en position rentrée. Quand les aérofreins atteignent la position complètement rentrée, le contacteur d'avertissement est actionné et le voyant d'avertissement du poste de pilotage s'éteint.

SCHÉMA ÉLECTRIQUE

80. Pour le schéma électrique du circuit des aérofreins, voir figure 5-8.

DÉPOSE ET POSE DES AÉROFREINS

81. Pour la méthode de dépose et de pose des aérofreins, voir Partie 2.

VÉRIN D'AÉROFREIN

82. Le vérin d'aérofrein est un dispositif hydraulique à double effet conçu pour sortir et rentrer les aérofreins. Il est constitué d'un cylindre contenant un piston, un piston de verrouillage et des ressort de piston de verrouillage. Un orifice à chaque extrémité du cylindre permet l'entrée et le retour du fluide. Le piston est muni de segments qui, quand le piston est sorti sous l'effet du piston de verrouillage à ressort, verrouillent le vérin lorsqu'il est complètement rentré. La course nominale du vérin est de 220 mm (8.67 po). Pour plus de renseignements sur le vérin d'aérofrein, voir C-13-721-000/MS-000.

Component Élément	Location Emplacement
Actuator (2) Vérin (2)	Port and starboard speed brake wells Logements d'aérofrein gauche et droit
Selector valve (L1C) Robinet sélecteur (L1C)	Engine bay Compartiment réacteur
Student control switch (S5C) Interrupteur de commande de l'élève (S5C)	LH throttle lever Manette de commande gauche
Instructor control switch (S3C) Interrupteur de commande de l'instructeur (S3C)	RH throttle lever Manette de commande droite
Warning switch (S7C) Contacteur d'avertissement (S7C)	Starboard speed brake well Logement d'aérofrein droit
Restrictor two-way – opening line Restricteur 2 voies – conduite d'ouverture	Engine bay Compartiment réacteur
Restrictor two-way (2) – closing line Restricteur 2 voies (2) – conduite de fermeture	Port and starboard actuators Vérins gauche et droit

Figure 5-30 Component Locations
Figure 5-30 Emplacement des éléments

REMOVAL AND INSTALLATION OF SPEED BRAKE ACTUATOR

83. For speed brake actuator removal and installation procedure, see Figure 5-31.

SPEED BRAKE SELECTOR VALVE

84. The speed brake selector valve is a three-position four-way solenoid-operated unit operating on 17 to 29 Vdc (28 volts nominal), 0.7 ampere maximum. Its function is to distribute high pressure fluid to the speed brake actuators according to the selection made. When selected to direct pressure fluid to the opening side of the actuators, the out supply port solenoid is energized, connecting the pressure port of the valve to the out supply port and the in port to return. Similarly, when selected to close the speed brakes, the in supply port solenoid is energized, connecting the pressure port to the in supply port and the out port to return. When both solenoids are de-energized, the valve is in the neutral position with both supply parts connected to return and the pressure supply isolated. For further information on the speed brake selector valve, see C-13-722-000/MS-000.

REMOVAL AND INSTALLATION OF SPEED BRAKE SELECTOR VALVE

85. For speed brake selector valve removal and installation procedure, see Figure 5-32.

ADJUSTMENT OF SPEED BRAKES

86. To adjust the speed brakes, proceed as follows:

a. Disconnect both actuators at the speed brakes and secure in a position to permit the speed brakes to be closed by hand.

b. Open and close both speed brakes by hand, and check that they swing freely through their full travel without fouling or binding.

c. Adjust the warning microswitch in the starboard speed brake well as follows:

(1) Connect a continuity checker across pin B of J-70 and ground.

(2) Back off the locknut on the microswitch striker bolt on the starboard speed brake. Adjust the bolt, as necessary, to break continuity when the speed brake is

DÉPOSE ET POSE DU VÉRIN D'AÉROFREIN

83. Pour la dépose et la pose du vérin d'aérofrein, voir figure 5-31.

ROBINET SÉLECTEUR DES AÉROFREINS

84. Le robinet sélecteur des aérofreins est un électrorobinet à quatre voies et trois positions, fonctionnant à une tension comprise entre 17 et 29 V c.c. (tension nominale de 28 volts) et à 0.7 ampère maximum. Le robinet permet de distribuer le fluide haute pression aux vérins des aérofreins conformément à la sélection effectuée. Quand on choisit d'envoyer le fluide sous pression au côté ouverture des vérins, le solénoïde de l'orifice de sortie est excité, ce qui relie l'orifice de pression du robinet à l'orifice de sortie, et l'orifice d'entrée au retour. De même, quand on choisit de rentrer les aérofreins, le solénoïde de l'orifice d'entrée est excité, ce qui relie l'orifice de pression à l'orifice d'entrée, et l'orifice de sortie au retour. Quand les deux solénoïdes sont désexcités, le robinet sélecteur est en position neutre, les deux orifices d'alimentation sont reliés au retour et l'orifice de pression est isolé. Pour plus de renseignements sur le robinet sélecteur des aérofreins, voir C-13-722-000/MS-000.

DÉPOSE ET POSE DU ROBINET SÉLECTEUR DES AÉROFREINS

85. Pour la dépose et la pose du robinet sélecteur des aérofreins, voir figure 5-32.

RÉGLAGE DES AÉROFREINS

86. Pour régler les aérofreins, procéder comme suit :

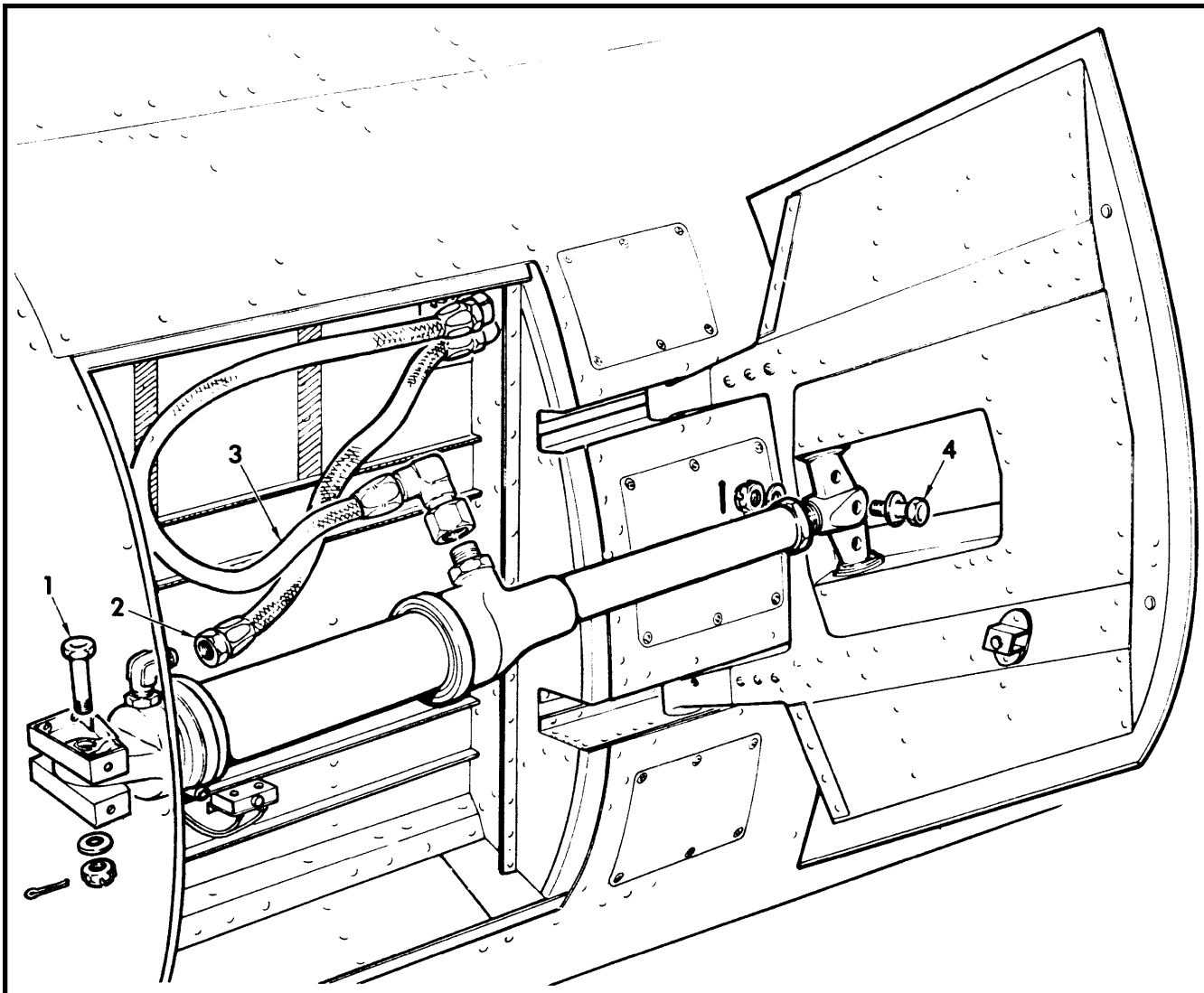
a. Déconnecter les deux vérins au niveau des aérofreins et les bloquer en position pour permettre la rentrée des aérofreins à la main.

b. Sortir et rentrer les deux aérofreins à la main et s'assurer qu'ils pivotent librement sur toute leur course sans entrave ou coincement.

c. Régler le microcontact d'avertissement dans l'aérofrein droit comme suit :

(1) Poser un vérificateur de continuité entre la broche B de J-70 et la masse.

(2) Reculer le contre-écrou sur le boulon de butée du microcontact de l'aérofrein droit. Régler le boulon au besoin pour interrompre la continuité lorsque



REMOVAL

STEPS

1 Open the speed brakes and dissipate the pressure in main hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001).

2 Disconnect and cap hydraulic hoses (2) and (3).

3 Remove cotter pins, nuts, washers and bolts (1) and (4).

4 Withdraw actuator from speed brake well.

INSTALLATION

STEPS

1 Position actuator in speed brake well and install bolt (1), washer, nut and cotter pin.

2 Connect hydraulic hoses (2) and (3).

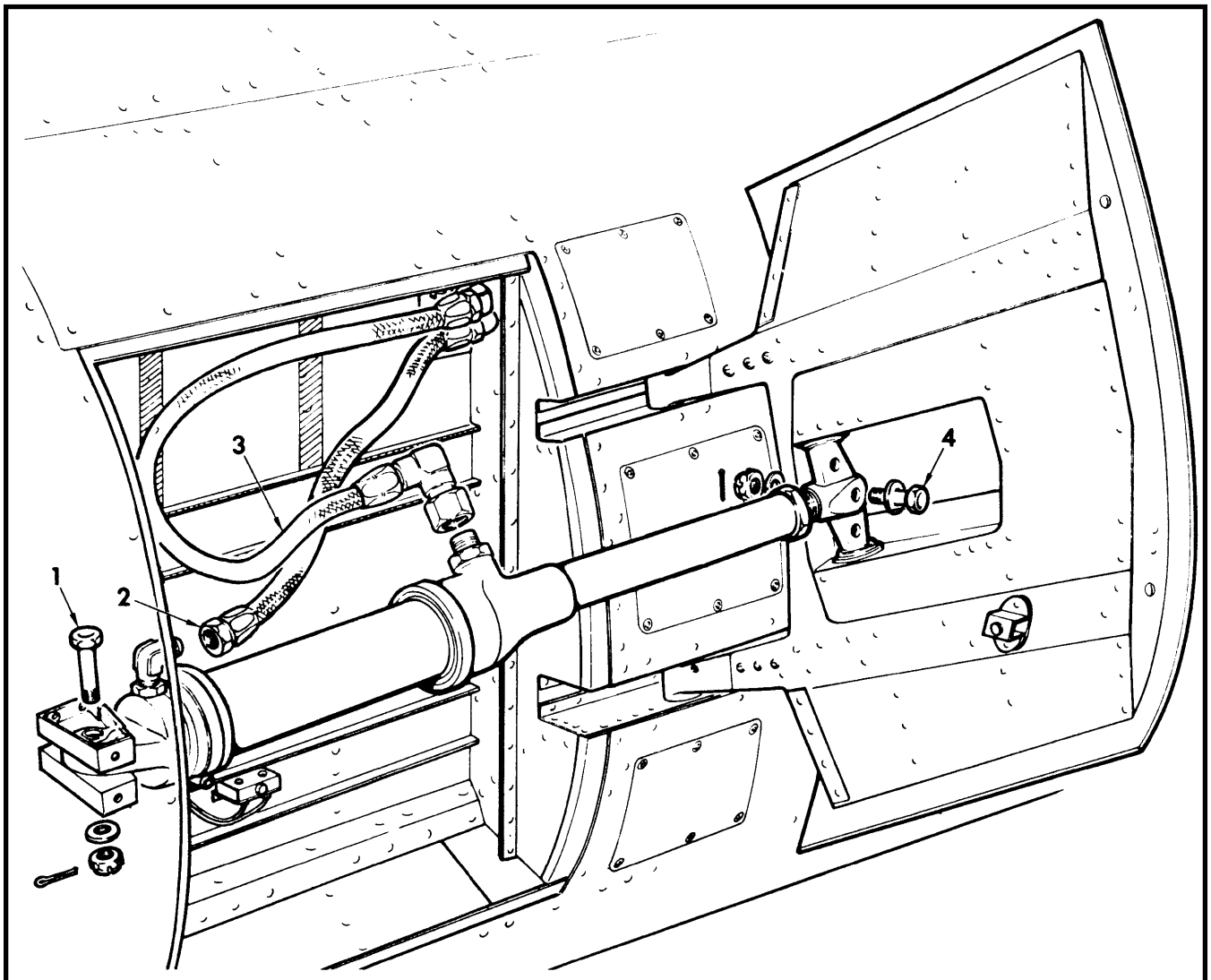
3 Using the aircraft hand pump, unlock and extend the actuator.

4 Position actuator in speed brake and install bolt (4), washer, nut and cotter pin.

5 Adjust the actuator and carry out a functional check of the speed brakes (see text).

BOA05050

Figure 5-31 Removal and Installation of Speed Brake Actuator



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Sortir les aérofreins et éliminer la pression dans le circuit hydraulique principal (voir C-12-114-OBO/MF-001).

2 Déconnecter et boucher les conduites hydrauliques (2) et (3).

3 Enlever les goupilles fendues, les écrous, les rondelles et les boulons (1) et (4).

4 Retirer le vérin du logement d'aérofrein.

POSE

ÉTAPES

1 Positionner le vérin dans le logement de l'aérofrein et poser le boulon (1), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

2 Raccorder les conduites hydrauliques (2) et (3).

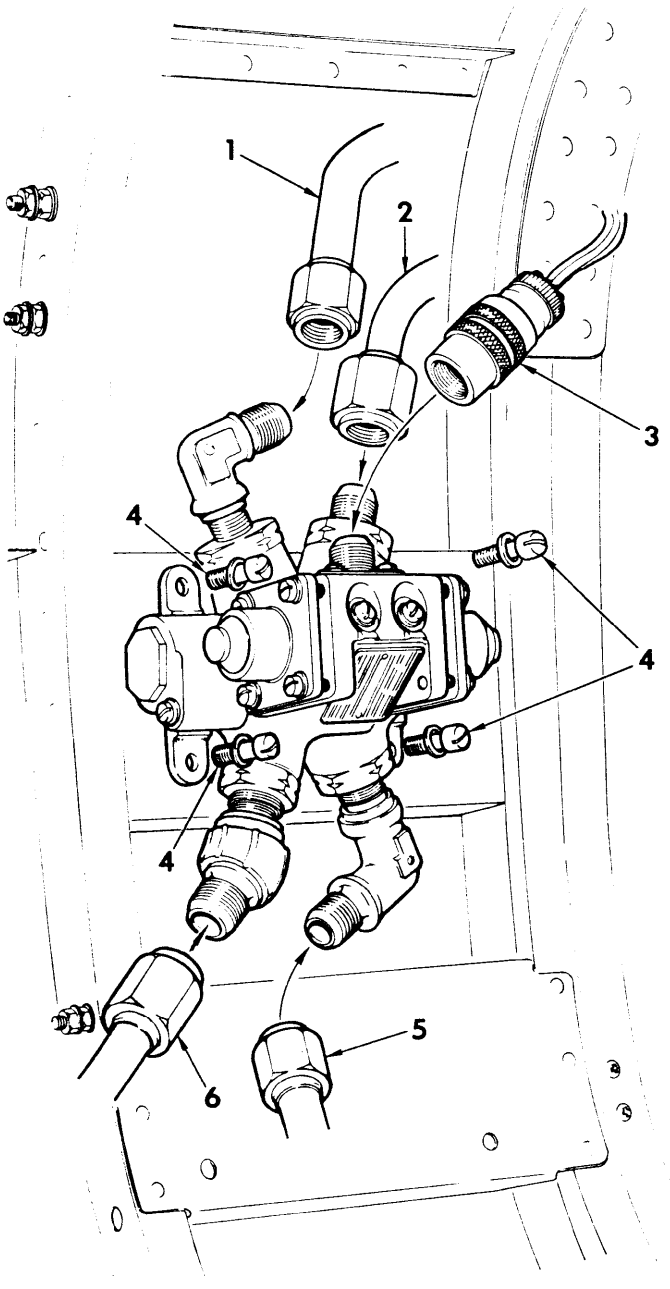
3 Avec la pompe à main de l'avion, déverrouiller et sortir le vérin.

4 Positionner le vérin dans l'aérofrein et poser le boulon (4), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

5 Régler le vérin et effectuer une vérification de fonctionnement des aérofreins (voir texte).

BOA05051

Figure 5-31 Dépose et pose du vérin d'aérofrein



REMOVAL

STEPS

1 Dissipate the pressure in the main hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001).

2 Disconnect electrical lead (3).

3 Disconnect and cap hydraulic lines (1), (2), (5) and (6).

4 Remove the four screws (4) and washers and remove the selector valve.

INSTALLATION

STEPS

1 Position selector valve on mounting and install the four screws (4) and washers.

2 Connect hydraulic lines (1), (2), (5) and (6).

3 Connect electrical lead (3).

4 Carry out a functional check of the speed brakes (see text).

DÉPOSE

ÉTAPES

1 Éliminer la pression dans le circuit hydraulique principal (voir C-12-114-0B0/MF-001).

2 Débrancher le fil électrique (3).

3 Déconnecter et boucher les conduites hydrauliques (1), (2), (5) et (6).

4 Enlever les quatre vis (4) et les rondelles et déposer le robinet sélecteur.

POSE

ÉTAPES

1 Positionner le robinet sélecteur sur le support de montage et poser les quatre vis (4) et les rondelles.

2 Raccorder les conduites hydrauliques (1), (2), (5) et (6).

3 Brancher le fil électrique (3).

4 Effectuer une vérification de fonctionnement des aérofreins (voir texte).

BOA05052

Figure 5-32 Removal and Installation of Speed Brake Selector Valve
Figure 5-32 Dépose et pose du robinet sélecteur d'aérofreins

3.175 ±1.19 mm (1/8 ±3/64 in.) from the fully closed (flush with fuselage) position.

(3) Open the speed brake and push in the microswitch, by hand, until continuity is lost. Check that, in this position, there is not less than 3.175 mm (1/8 in.) overtravel remaining on the microswitch plunger travel.

(4) Open and close the speed brake, by hand, several times and check that the adjustment has been maintained. Secure the locknut on the striker bolt.

d. Secure the port speed brake and its actuator in such a position to permit operation of the actuator.

e. Lengthen the rod of the RH actuator by screwing out the fork-end three full turns.

f. Connect the RH actuator to the speed brake and install the bolt and nut.

g. Using the aircraft hand pump, apply hydraulic pressure to close the starboard speed brake. Adjust the fork-end of the actuator, as necessary, to bring the speed brake to a snug closed position with the actuator fully retracted and locked.

h. Operate the hand pump to open the speed brake and screw in the fork-end of the RH actuator one-half turn to shorten the rod. Close the speed brake and check that the actuator locks. Check that speed brake mismatch is flush (±0.762 mm [±0.030 in.]).

NOTE

An audible click indicates the engagement of the internal lock.

i. Release the pressure and check that the speed brake remains tightly closed.

j. Operate the speed brake through several cycles and check that the warning microswitch is actuated when the speed brake is 3.175 ±1.19 mm (1/8 ±3/64 in.) from the fully closed position.

k. Repeat Steps e to i for the port speed brake.

l'aérofrein se trouve à 3.175 ±1.19 mm (1/8 ±3/64 po) de la position complètement rentrée (affleurant avec le fuselage).

(3) Sortir l'aérofrein et enfoncer le microcontact à la main jusqu'à ce que la continuité soit interrompue. S'assurer que, dans cette position, le plongeur du microcontact a une course restante d'au moins 3.175 mm (1/8 po).

(4) Sortir et rentrer l'aérofrein à la main plusieurs fois et s'assurer que le réglage se maintient. Serrer le contre-écrou sur le boulon de butée.

d. Bloquer l'aérofrein gauche et son vérin de façon à permettre le fonctionnement du vérin.

e. Allonger la tringle du vérin droit en dévissant la chape de trois tours complets.

f. Raccorder le vérin droit à l'aérofrein et poser le boulon et l'écrou.

g. Avec la pompe à main de l'avion, appliquer une pression hydraulique pour rentrer l'aérofrein droit. Régler la chape du vérin au besoin pour amener l'aérofrein en position bien rentrée lorsque le vérin est complètement rentré et verrouillé.

h. Actionner la pompe à main pour sortir l'aérofrein et visser la chape du vérin droit d'un demi-tour pour raccourcir la tringle. Rentrer l'aérofrein et s'assurer que le vérin se verrouille. Vérifier que l'aérofrein est bien affleurant (décrochement de ±0.762 mm [±0.030 po]).

NOTA

Un clic sonore indique que le verrou interne est engagé.

i. Relâcher la pression et s'assurer que l'aérofrein demeure complètement rentré.

j. Manoeuvrer l'aérofrein plusieurs fois sur toute sa course et s'assurer que le microcontact d'avertissement est actionné quand l'aérofrein se trouve à 3.175 ±1.19 mm (1/8 ±3/64 po) de la position complètement fermée.

k. Répéter les opérations e à i pour l'aérofrein gauche.

l. Install washers, nuts and cotter pins on the attachment bolts of both actuators. Secure and lockwire the locknuts on the fork-ends.

m. Remove the continuity checker.

n. Check all disturbed items for safety and locking.

o. Carry out a functional check of the speed brakes (see Paragraph 87).

FUNCTIONAL CHECK OF SPEED BRAKES

87. Proceed as follows:

a. Connect a hydraulic test stand to the aircraft and pressurize the main hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001).

b. Energize the dc bus (see C-12-114-000/MF-001).

c. Ensure that the MASTER WARN. and SPEED BRAKES circuit-breakers are pushed in.

d. Adjust the test stand to apply a pressure of 10 342 kPa (1500 psi) at 40.9 L/min (9 imp gal/min [10.9 US gal/min]).

e. Using either control switch, cycle the speed brakes in and out several times to ensure that the system is free from air. Check that there are no hydraulic leaks.

NOTE

Selection from the student switch can only be made when the instructor switch is in the OFF position.

CAUTION

Do not exceed maximum test stand pressure.

f. Adjust the test stand pressure, as necessary, and check that the maximum pressure required to open the speed brakes is 2413 kPa (350 psi) and a minimum pressure of 862 kPa (125 psi).

l. Poser les rondelles, les écrous et les goupilles fendues sur les boulons de fixation des deux vérins. Serrer les contre-écrous sur les chapes et les freiner au fil.

m. Enlever le vérificateur de continuité.

n. S'assurer que toutes les pièces touchées sont bien fixées et verrouillées.

o. Effectuer une vérification de fonctionnement des aérofreins (voir paragraphe 87).

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DES AÉROFREINS

87. Procéder comme suit :

a. Raccorder un banc d'essai hydraulique à l'avion et mettre le circuit hydraulique principal sous pression (voir C-12-114-0B0/MF-001).

b. Mettre le bus c.c. sous tension (voir C-12-114-000/MF-001).

c. S'assurer que les disjoncteurs MASTER WARN. et SPEED BRAKES sont enclenchés.

d. Régler le banc d'essai pour obtenir une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) à un débit de 40.9 l/min (9 gal imp/min [10.9 gal US/min]).

e. Avec l'un des deux boutons de commande, rentrer et sortir les aérofreins plusieurs fois pour s'assurer que le circuit ne contient pas d'air. S'assurer qu'il n'y a pas de fuite du fluide hydraulique.

NOTA

Les sélections à partir du bouton de l'élève peuvent être faites seulement quand le bouton de l'instructeur est sur OFF.

ATTENTION

Ne pas dépasser la pression maximale du banc d'essai.

f. Régler la pression du banc d'essai au besoin et s'assurer que la pression maximale nécessaire pour sortir les aérofreins est de 2413 kPa (350 lb/po^2), et la pression minimale de 862 kPa (125 lb/po^2).

g. Adjust the test stand pressure, as necessary, and check that the maximum pressure required to retract and lock speed brakes is 4137 kPa (600 psi).

h. Adjust the test stand as in Step d.

i. Using the control switch on each throttle lever alternately, operate the speed brakes in and out, and vice-versa. Check that the operating time to open is 1 to 3 seconds, and to close 3 to 5 seconds. Check that the advisory light on the annunciator panel illuminates when the speed brakes are out and extinguishes when they are locked in. During the operation, check that the instructor control switch overrides any selection made on the student control switch.

j. Disconnect the hydraulic test stand.

k. De-energize the main dc bus.

g. Régler la pression du banc d'essai au besoin et vérifier que la pression maximale nécessaire pour rentrer et verrouiller les aérofreins est de 4137 kPa (600 lb/po^2).

h. Régler le banc d'essai tel qu'indiqué à l'étape d.

i. Avec le bouton de commande sur chaque manette réacteur à tour de rôle, sortir et rentrer les aérofreins, et vice versa. S'assurer que le temps de fonctionnement est de 1 à 3 secondes pour sortir les aérofreins, et de 3 à 5 secondes pour les rentrer. S'assurer que le voyant d'avertissement sur le panneau annonciateur s'allume quand les aérofreins sont sortis, et qu'il s'éteint quand les aérofreins sont verrouillés en position rentrée. Pendant le fonctionnement, s'assurer que le bouton de commande de l'instructeur surpasse toute sélection effectuée avec le bouton de commande de l'élève.

j. Déconnecter le banc d'essai hydraulique.

k. Mettre le bus c.c. principal hors tension.

PRE-STALL WARNING SYSTEM

GENERAL

88. The pre-stall warning system provides the pilot with an indication of an approaching stall by activating a control shaker at a predetermined margin above the stall speed. The control shaker vibrates the control column to simulate a stall.

COMPONENT LOCATIONS

89. For location of the components of the pre-stall warning system, see Figure 5-33.

OPERATION

90. The system is energized from the 115 Vac No. 1 bus and the 28 Vdc essential bus. For an electrical schematic diagram of the pre-stall warning system, see Figure 5-34. The lift transducer is operated by a vane protruding through the lower edge of the starboard wing on the 1.7 per cent chord line at WS 145. When a stall is imminent, the airflow stagnation point moves forward and the vane, normally held back by air pressure, moves forward and changes the position of the armature of the transducer. The resulting change of electrical output is one of the signals applied to the signal summing unit. Another signal proportional to the wing flap angle, as sensed by the flap transmitter, is applied to

CIRCUIT D'AVERTISSEMENT DE DÉCROCHAGE

GÉNÉRALITÉS

88. Le circuit d'avertissement de décrochage avise le pilote d'un décrochage imminent en déclenchant le vibreur de manche à une valeur prédéterminée au-dessus de la vitesse de décrochage. Le vibreur de manche fait vibrer le manche de commande pour simuler un décrochage.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

89. Pour l'emplacement des éléments du circuit d'avertissement de décrochage, voir figure 5-33.

FONCTIONNEMENT

90. Le circuit est mis sous tension par le bus 115 V c.a. n° 1 et par le bus 28 V c.c. essentiel. Pour le schéma électrique du circuit d'avertissement de décrochage, voir figure 5-34. Le transducteur de portance est actionné par une ailette faisant saillie au bord inférieur de l'aile droite, sur l'axe de corde 1.7 pour cent, à WS 145. Quand un décrochage est imminent, le point de décollement de l'écoulement d'air se déplace vers l'avant et l'ailette, normalement retenue par la pression de l'air, se déplace vers l'avant et change la position de l'induit du transducteur. La variation de sortie électrique qui en résulte constitue un des signaux transmis au totalisateur de signaux. Un autre signal, proportionnel à la position angulaire

Component Élément	Location Emplacement
Lift transducer (S2FD) Transducteur de portance (S2FD)	Starboard wing leading edge Bord d'attaque de l'aile droite
Flap transmitter (R1FD) Transmetteur de volets (R1FD)	Port wing fillet Congé de raccordement d'aile gauche
Signal summing unit (Z1FD) Totalisateur de signaux (Z1FD)	Starboard intake fairing Carénage d'entrée d'air droite
PRE-STALL WARNING TEST switch (S1FD) Interrupteur PRE-STALL WARNING TEST (S1FD)	Pilot side panel Tableau latéral pilote
Control shaker (B1FD) Vibreur de manche (B1FD)	LH control column Manche de commande gauche
No. 1 ground safety relay (K1GA) Relais de sécurité au sol n° 1 (K1GA)	Starboard wing fillet Congé de raccordement d'aile droite

Figure 5-33 Component Locations
Figure 5-33 Emplacement des éléments

the signal summing unit and is used to bias the vane signal. As a stall approaches, the output from the signal summing unit energizes a relay and operates a control shaker which vibrates the control column at 800 to 1200 cycles per minute. The control shaker can be operated by pressing the PRE-STALL WARNING TEST switch.

des volets d'aile et capté par le transmetteur de position de volets, est transmis au totalisateur de signaux et est utilisé pour décaler le signal de l'ailette. Quand on approche du décrochage, la sortie du totalisateur de signaux excite un relais et actionne un vibreur qui fait vibrer le manche de commande à raison de 800 à 1200 vibrations par minute. Le vibreur de manche peut être mis en marche en appuyant sur le bouton PRE-STALL WARNING TEST.

LIFT TRANSDUCER

91. The lift transducer is a variable-reluctance transformer, the output of which is varied by the mechanical movement of a vane-operated armature, against an E-core pickup. The fast and slow sensing coils of the pickup are wound in opposition so that, when the armature is centred, both sensing coil voltages are equal. Movement of the armature in either direction causes a change in the phase angle of the signal applied to the signal summing unit. The vane and face plate are electrically heated by a 28 Vdc from the pitot heater circuit. For further information on the lift transducer see C-17-963-002/MS-000.

TRANSDUCTEUR DE PORTANCE

91. Le transducteur de portance est un transformateur à réluctance variable dont la sortie varie selon le mouvement mécanique d'un induit à palette contre un capteur à noyau en E. Les bobines de détection rapide et lente sont enroulées en sens opposés de sorte que, quand l'induit est centré, les tensions des deux bobines sont égales. Le mouvement de l'induit dans un sens ou dans l'autre modifie l'angle de phase du signal appliqué au totalisateur de signaux. La palette et la plaque avant sont chauffées électriquement par un courant de 28 V c.c. provenant du circuit de réchauffage Pitot. Pour plus de renseignements sur le transducteur de portance, voir C-17-963-002/MS-000.

FLAP TRANSMITTER

92. The flap transmitter (potentiometer) is mechanically operated by flap movement. The output bias voltage is proportional to the flap position and is applied to the signal summing unit.

TRANSMETTEUR DE POSITION DE VOLETS

92. Le transmetteur de position de volets (potentiomètre) est actionné mécaniquement par le déplacement des volets. La tension de décalage de sortie est proportionnelle à la position des volets et est appliquée au totalisateur de signaux.

SIGNAL SUMMING UNIT

93. In the signal summing unit, a 115 V 400 Hz single-phase ac is applied to a transformer which delivers a 26 Vac to the reference coil of the lift transducer. The secondary output of this transformer is rectified and filtered and supplies the transistor phase discriminator and the trigger relay. When the trigger relay is actuated, a 28 Vdc is applied to the control shaker. The solenoid circuit is completed when the slow sensing circuit reaches a specific value. For further information on the signal summing unit, see C-17-962-003/MS-000.

TOTALISATEUR DE SIGNAUX

93. Dans le totalisateur de signaux, un courant de 115 V c.a. monophasé 400 Hz est appliqué à un transformateur, qui fournit du courant de 26 V c.a. à la bobine de référence du transducteur de portance. La sortie secondaire de ce transformateur est redressée et filtrée, et elle alimente le discriminateur de phase transistorisé et le relais de déclenchement. Quand le relais de déclenchement est activé, un courant de 28 V c.c. est appliqué au vibreur de manche. Le circuit à solénoïde est fermé quand le circuit de détection lente atteint une valeur donnée. Pour plus de renseignements sur le totalisateur de signaux, voir C-17-962-003/MS-000.

CONTROL SHAKER

94. The control shaker contains a dc motor which drives an eccentric weight. When the motor is actuated, the revolving weight induces a low

VIBREUR DE MANCHE

94. Le vibreur de manche contient un moteur c.c. qui entraîne une masse excentrique. Quand le moteur est mis en marche, la masse tournante et induit un

frequency high amplitude buffet signal to the control column. For further information on the control shaker, see C-17-961-001/MS-000.

signal vibratoire de grande amplitude et de basse fréquence au manche de commande. Pour plus de renseignements sur le vibreur de manche, voir C-17-961-001/MS-000.

FUNCTIONAL CHECK OF PRE-STALL WARNING SYSTEM

95. The following test equipment is required:

a. Gram Force Gauge (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 57).

b. Adapter cable Part No. PT06SE-8-3S (see Figure 5-35).

c. Multimeter.

96. Apply DC power to aircraft and set INV 1 and INV 2 switches to ON.

a. Open the following circuit breakers:

(1) STALL WARN (115 Vac)

(2) STALL WARN (28 Vdc)

(3) GND SAFETY

(4) A/I PITOT & STALL WARN

b. Disconnect pre-stall warning flap potentiometer. Install adapter cable.

c. Move flaps to the 25-degree position.

d. Ensure that length between bolt centres of flap potentiometer operating rod is set at 68 mm (2.68 inches). Adjust as necessary.

e. Loosen pinch bolt securing potentiometer shaft and rotate shaft with a screwdriver until ohmmeter reads between 3150 and 3450 ohms.

f. Tighten shaft pinch bolt.

g. Move flaps to full UP position and check that ohmmeter reads between 0 and 100 ohms.

h. Move flaps to full DOWN position and check that ohmmeter reads not less than 5250 ohms.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT D'AVERTISSEMENT DE DÉCROCHAGE

95. La matériel d'essai suivant est nécessaire :

a. Dynamomètre gradué en grammes (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 57).

b. Câble adaptateur, n° de pièce PT06SE-8-3S (voir figure 5-35).

c. Multimètre.

96. Ètablir l'alimentation c.c. à l'avion et régler les interrupteurs INV 1 et INV 2 à ON.

a. Désenclencher les disjoncteurs suivants :

(1) STALL WARN (115 V c.a.)

(2) STALL WARN (28 V c.c.)

(3) GND SAFETY

(4) A/I PITOT & STALL WARN

b. Débrancher le potentiomètre du volet d'avertissement de décrochage. Installer le câble d'adaptateur.

c. Déplacer les volets jusqu'à la position 25 degrés.

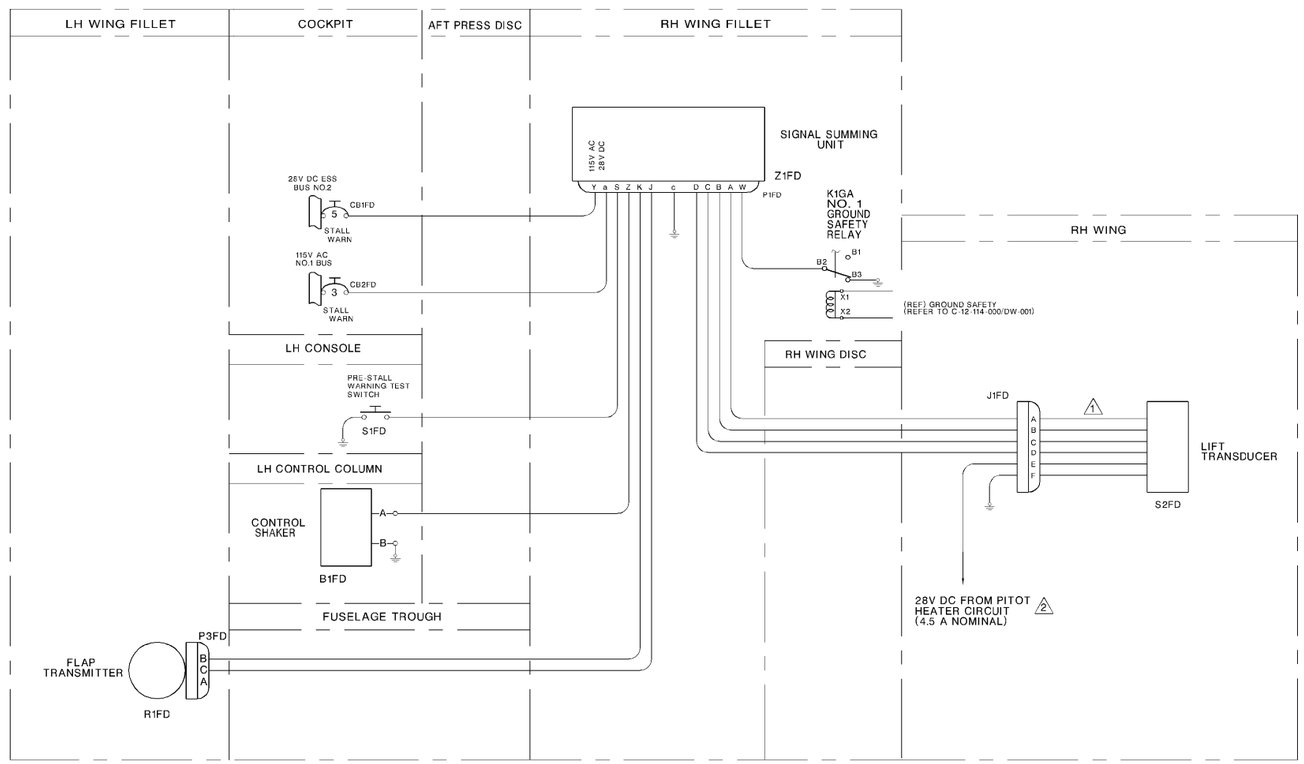
d. S'assurer que la longueur entre les centres des boulons de la tige de manoeuvre du potentiomètre de volets est réglée à 68 mm (2.68 po).

e. Desserrer le boulon de pincement qui fixe l'arbre du potentiomètre et faire tourner l'arbre, avec un tournevis, jusqu'à ce que l'ohmmètre indique entre 3150 et 3450 ohms.

f. Serrer le boulon de pincement de l'arbre.

g. Déplacer les volets jusqu'à la position haute (UP) maximale et vérifier que l'ohmmètre indique entre 0 et 100 ohms.

h. Déplacer les volets jusqu'à la position (DOWN) maximale et vérifier que l'ohmmètre indique une valeur qui n'est pas inférieure à 5250 ohms.



NOTE:

1. PART OF TRANSDUCER PIGTAIL HARNESS ASSY.
2. SEE C-12-114-000/DW-001. AIR CONDITIONING SYSTEM SCHEMATIC
3. SEE C-12-114-000/DW-001, PRE-STALL WARNING

BOA05054

Pre-Stall Warning System – Electrical Schematic Figure 5-34
Système d'avertissement de décrochage – schéma électrique Figure 5-34

i. Disconnect ohmmeter and remove adapter cable. Reconnect flap potentiometer.

j. Close the following circuit breakers:

(1) STALL WARN (115 Vac).

(2) STALL WARN (28 Vdc).

k. Ensure that the following circuit breakers are closed:

(1) INVERTER FAIL IND

(2) INVERTER NO. 1 OUT

(3) INVERTER NO. 2 OUT

(4) NO. 1 INV CONTROL

(5) NO. 2 INV CONTROL

CAUTION

Exercise caution when handling the lift transducer vane. High impact pressure may bend or break the vane. Never attempt to straighten the vane.

l. Apply a steadily increasing force in a forward direction, to the tip of the lift transducer vane, using the gram-force gauge.

m. Check that the control shaker operates within 1.5 to 2 grams pressure. If not within this tolerance, adjust the F screw on the signal summing unit.

n. Move flaps to full UP position and check that the control shaker operates within 3.5 to 4 grams. If not within this tolerance, adjust the N screw on the signal summing unit. If adjustment is required, repeat Step m.

o. Repeat Step m (flaps down) and Step n (flaps up) until no adjustments are required.

i. Débrancher l'ohmmètre et enlever le câble adaptateur. Rebrancher le potentiomètre de volets.

j. Enclencher les disjoncteurs suivants:

(1) STALL WARN (115 V c.a.)

(2) STALL WARN (28 V c.c.)

k. S'assurer que les disjoncteurs suivants sont enclenchés :

(1) INVERTER FAIL IND

(2) INVERTER NO. 1 OUT

(3) INVERTER NO. 2 OUT

(4) NO. 1 INV CONTROL

(5) NO. 2 INV CONTROL

ATTENTION

Faire attention lorsqu'on manipule l'ailette du transducteur de portance. Un impact de pression important peut plier ou briser l'ailette. Ne jamais essayer de redresser l'ailette.

l. Appliquer une force augmentant régulièrement, vers l'avant, au bout de l'ailette du transducteur de portance, en utilisant le dynamomètre gradué en grammes.

m. S'assurer que le vibreur de manche fonctionne à une pression comprise entre 1.5 et 2 grammes. Si la pression ne se situe pas dans les tolérances, régler la vis (F) (sur le totalisateur de signaux).

n. Déplacer les volets jusqu'à la position haute (UP) maximale et vérifier que le vibreur de manche fonctionne dans la plage de 3.5 à 4 grammes. Si ces tolérances ne sont pas respectées, régler la vis N sur le totalisateur de signaux. Si un réglage est nécessaire, répéter l'étape m.

o. Répéter l'étape m (volets en position basse) et l'étape n (volets en position haute) jusqu'à ce qu'aucun réglage ne soit nécessaire.

NOTE

For a complete functional check of the flap control system, refer to Paragraph 75.

p. Allow lift transducer vane to return to the neutral position. The control shaker should stop after a few seconds.

q. Move lift transducer vane to the aft limit of travel.

r. Check that control shaker does not operate.

s. Allow lift transducer vane to return to the neutral position.

t. Press PRE-STALL WARNING TEST switch and check that the control shaker operates.

u. Remove the gram force gauge from lift transducer vane.

v. Close A/I PITOT & STALL WARN circuit breaker.

CAUTION

Ensure that pitot cover is removed from pitot head during anti-ice test.

w. Set A/I PITOT & STALL WARN switch to ON. Check that lift transducer vane is heating.

x. Set A/I PITOT & STALL WARN switch to OFF.

y. Close GND SAFETY circuit breaker.

z. Set INV 1 and INV 2 switches to OFF and remove DC power from aircraft.

NOTA

Pour la vérification de fonctionnement complète du circuit de commande des volets, voir paragraphe 75.

p. Laisser l'ailette du transducteur de portance revenir en position neutre. Le vibreur de manche devrait s'arrêter au bout de quelques secondes.

q. Déplacer l'ailette du transducteur de portance jusqu'à la limite arrière de sa course.

r. Vérifier que le vibreur de manche ne fonctionne pas.

s. Laisser l'ailette du transducteur de portance revenir en position neutre.

t. Appuyer sur le poussoir PRE-STALL WARNING TEST et vérifier que le vibreur de manche fonctionne.

u. Retirer le dynamomètre gradué en grammes de l'ailette du transducteur de portance.

v. Enclencher le disjoncteur A/I PITOT & STALL WARN.

ATTENTION

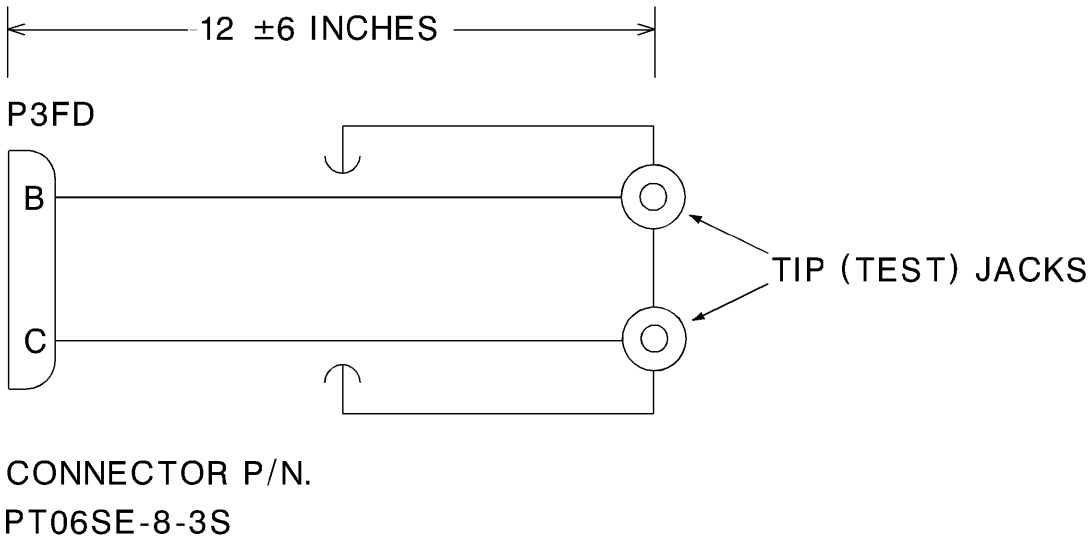
S'assurer que le couvercle du tube Pitot est enlevé du tube Pitot pendant l'essai d'antigivrage.

w. Régler l'interrupteur A/I PITOT & STALL WARN à ON. Vérifier que l'ailette du transducteur de portance chauffe.

x. Régler l'interrupteur A/I PITOT & STALL WARN à OFF.

y. Enclencher le disjoncteur GND SAFETY.

z. Régler les interrupteurs INV 1 et INV 2 à OFF et couper l'alimentation c.c. à l'avion.



BOA05055

Figure 5-35 Adaptor Cable for Pre-Stall Warning Flap Potentiometer
Figure 5-35 Câble adaptateur du potentiomètre de volets d'avertissement de décrochage

PART 6

LANDING GEAR

SECTION 1

GENERAL

DESCRIPTION

1. The tricycle-type landing gear has a wide track and long wheel base to provide stability. The gear incorporates oleo-pneumatic legs and is fully retractable by means of the aircraft hydraulic system. The main gears retract inwards into the wings between the main and rear spars. The nose gear retracts forward into the nose section of the fuselage below the equipment compartment.

2. The main landing gear consists of two units, identical in all major respects. Each consists of an oleo-pneumatic leg to which is attached a wheel having disc-type brakes operated from a separate hydraulic system. An actuator is installed in each main gear to extend and retract the gear. An internal lock in the actuator provides the downlock for the gear, while a self-locking hydraulically released claw-type lock retains the gear in the retracted position. A foldable side stay braces the main gear in the extended position. The side stay has a geometric over-centre lock which supplements the gear downlock. When retracted, each gear is completely enclosed within the wing by a fairing attached to the leg and by a door. These are termed the leg door and main wheel door, respectively. When the gears are extended, the main wheel doors, after opening to permit passage of the gears, reclose.

3. The nose gear consists of an oleo-pneumatic leg mounting a steerable wheel. The assembly is swung in bearings from the forward upper section of the fuselage at FS 130.1. The gear is operated by an actuator which incorporates an internal lock at each end of the stroke to provide the uplock and downlock for the gear. A drag strut, which folds during retraction and extends during extension of the gear, braces the gear in the lowered position. When the gear is extended, the drag strut forms a geometric over-centre lock which supplements the gear uplock and downlock. When the nose gear is retracted, it is enclosed within the faired lines of the forward fuselage by a pair of doors. These, operated through

PARTIE 6

TRAIN D'ATTERRISSAGE

SECTION 1

GÉNÉRALITÉS

DESCRIPTION

1. Le train d'atterrissage, de type tricycle, a une large voie et un grand empattement pour assurer une bonne stabilité. Le train comporte des jambes à amortisseur oléopneumatique et est entièrement escamotable grâce au circuit hydraulique de l'avion. Le train principal s'escamote vers l'intérieur dans les ailes, entre les longerons principaux et arrière. Le train avant s'escamote vers l'avant dans la partie avant du fuselage, sous le compartiment équipement.

2. Le train d'atterrissage principal comprend deux parties identiques sous presque tous les rapports. Chaque partie est constituée d'une jambe à amortisseur oléopneumatique à laquelle est fixée une roue équipée de freins à disque actionnés par des circuits hydrauliques distincts. Un vérin installé sur chaque atterrisseur principal permet l'entrée et la sortie du train. Un verrou interne dans le vérin assure le verrouillage en position sortie de l'atterrisseur, alors qu'un dispositif d'autoverrouillage hydraulique à griffes retient le train en position rentrée. Une contrefiche latérale repliable retient l'atterrisseur en position sortie. La contrefiche latérale a un verrouillage géométrique décentré qui s'ajoute au verrou de position sortie. Quand il est rentré, chaque atterrisseur est entièrement enfermé dans l'aile par un carénage fixé à la jambe et par une trappe. Il s'agit de la trappe de jambe et de la trappe de train principal respectivement. Lors de la sortie du train, les trappes de train principal s'ouvrent pour permettre le passage des atterrisseurs puis se referment.

3. Le train avant comprend une jambe à amortisseur oléopneumatique fixée sur une roue orientable. L'ensemble bascule dans des paliers à partir de la partie supérieure avant du fuselage à FS 130.1. Le train est actionné par un vérin comprenant un verrouillage interne à chaque extrémité de sa course pour assurer le verrouillage du train en positions rentrée et sortie. Une contrefiche longitudinale, qui se replie pendant la rentrée du train et se déplie pendant sa sortie, retient le train en position sortie. Quand le train est sorti, la contrefiche longitudinale forme un verrouillage géométrique décentré qui s'ajoute aux verrous de position rentrée et de position sortie. Quand le train avant est rentré, il

linkage by the gear, open and remain open when the gear is extended. The nose gear can be steered 42 ±1 degree either side of centre. Nose gear legs have a self-centring device incorporated to ensure that, when extended, the nose wheel returns to the central position.

CAUTION

Ground safety locking pins shall be installed as soon as possible after the aircraft has landed and completed its taxi run. They are to be installed at all times, including during towing, being removed only just before flight or for maintenance purposes when the aircraft is jacked up.

4. Provision is made on all three gears for the installation of ground safety locking pins which prevent inadvertent retraction of the landing gear when the aircraft is on the ground. When these pins are installed, one in the side stay of each main gear and one in the drag strut of the nose gear, they prevent folding of the side stay and drag strut.

5. A weight switch, operated by movement of the upper toggle link, is installed on each main gear. These microswitches control various ground safety circuits of the aircraft, including one which prevents selection of the landing gear control lever to the UP position when one or both main gear legs are compressed. An identical weight switch on the nose gear leg prevents operation of the nose wheel steering when the nose gear leg is extended.

6. To retain safety features when the aircraft is jacked up, certain circuit breakers are pulled out. When the aircraft is lowered, these are pushed in (see C-12-114-000/MF-001).

OPERATION

7. The landing gear is raised and lowered by means of the hydraulic power system, which is powered by the engine-driven hydraulic pump, the aircraft hand pump or a ground test stand (see Figure 6-1-1). Provision is also made for emergency lowering of the landing gear, in the event of power system failure, by a direct circuit powered by the hand pump.

est escamoté dans les carénages du fuselage par deux trappes. Celles-ci, actionnées par le train via une tringlerie, s'ouvrent et demeurent ouvertes tant que le train est sorti. Le train avant est orientable sur 42 ±1 degré de chaque côté du centre. Les jambes du train avant comprennent un dispositif d'autocentrage qui assure le retour de la roue avant à la position centrale lorsque le train est sorti.

ATTENTION

Les goupilles de sécurité au sol doivent être posées dès que possible une fois que l'avion a atterri et terminé son roulage. Elles doivent toujours être posées, y compris pendant le remorquage, et ne doivent être enlevées que juste avant le vol ou pour la maintenance quand l'avion est sur vérins.

4. Les trois atterrisseurs comportent des logements pour la pose de goupilles de sécurité au sol, lesquelles empêchent la rentrée intempestive du train quand l'avion est au sol. Une de ces goupilles est posée sur la contrefiche latérale de chaque train principal, et une autre sur la contrefiche longitudinale du train avant. Les goupilles empêchent le repliement des contrefiches latérales et longitudinale.

5. Un contacteur de référence air-sol, actionné par le mouvement de la liaison articulée supérieure, est monté sur chaque atterrisseur principal. Ces microcontacts commandent divers circuits de sécurité au sol de l'avion, dont un qui empêche de mettre le levier de commande du train d'atterrissage sur UP pendant que l'une ou les deux jambes du train principal sont comprimées. Un contacteur de référence air-sol identique, monté sur la jambe de train avant, empêche le fonctionnement du circuit d'orientation du train avant quand la jambe est sortie.

6. Par mesure de sécurité quand l'avion est sur vérins, on doit désenclencher certains disjoncteurs. Ils sont réenclenchés quand l'avion est descendu (voir C-12-114-000/MF-001).

FONCTIONNEMENT

7. La rentrée et la sortie du train d'atterrissage sont commandées par un circuit hydraulique alimenté par la pompe hydraulique réacteur, par la pompe à main de l'avion ou par un banc d'essai au sol (voir figure 6-1-1). En cas de panne de ce circuit, on a également prévu la sortie de secours du train d'atterrissage au moyen d'un circuit direct alimenté par la pompe à main.

8. The landing gear is controlled by a two-position lever located on the lower LH side of the pilot's instrument panel. (For Snowbird aircraft only, a second landing gear two-position lever is located on the RH side of centre pedestal. Either the LH or RH landing gear two-position levers can be selected using the COCKPIT CONTROL SELECTOR switch located on top of centre instrument panel.) A landing gear selector lever guard is provided on the landing gear selector lever panel to prevent the lever from being inadvertently moved to the down position while in flight. A LDG GEAR UP SELECTION override switch is provided on the RH fascia panel to enable the instructor to prevent an UP selection of the landing gear by the student.

8. Le train d'atterrissage est commandé par un levier à deux positions situé sur le côté inférieur gauche du tableau de bord du pilote. (Sur les avions Snowbird seulement, un deuxième levier de train d'atterrissage à deux positions est situé sur le côté droit du pylône de commande. On peut sélecter le levier deux positions du train d'atterrissage gauche ou droit au moyen du commutateur COCKPIT CONTROL SELECTOR situé sur le dessus du tableau de bord central.) Un protecteur de levier, situé sur le panneau du levrier sélecteur de train d'atterrissage, empêche le passage accidentel du levier à la position train sorti pendant le vol. Un interrupteur de surpassement LDG GEAR UP SELECTION, situé sur le tableau saillant droit, permet à l'instructeur de surpasser toute sélection de la position UP effectuée par l'élève.

9. Emergency lowering of the landing gear can be accomplished by pulling out the L.G. HAND PUMP SELECT handle on the LH fascia panel and operating the hand pump. (For Snowbird aircraft only, the L.G. HAND PUMP SELECT handle has been relocated on the centre instrument panel.) This operation is independent of the landing gear control lever. Operation of the hand pump, with the hand pump selector valve selected to the emergency circuit, directs pressure fluid to the down side of the landing gear actuators, via the emergency side of the integral shuttle valves, to release the uplocks and lower the gears. Fluid displaced from the up side of the actuators passes to return via the respective selector valves.

9. En cas d'urgence, on peut sortir le train d'atterrissage en tirant sur la poignée L.G. HAND PUMP SELECT montée sur le tableau saillant gauche et en actionnant la pompe à main. Sur les avions Snowbird seulement, la poignée L.G. HAND PUMP SELECT a été placée sur le tableau de bord central. La manoeuvre de cette poignée se fait indépendamment du levier de commande du train d'atterrissage. La manoeuvre de la pompe à main, lorsque son robinet sélecteur est sélecté pour le circuit de secours, dirige le fluide sous pression vers le côté sortie des vérins de train d'atterrissage, via le côté secours des clapets-navettes intégrés, ce qui relâche les verrous de position rentrée et sort les atterrisseurs. Le fluide provenant du côté rentrée des vérins est envoyé au retour via les robinets sélecteurs respectifs.

10. A solenoid-operated lock is incorporated in the landing gear control panel. When the landing gear is supporting the weight of the aircraft, the solenoid is de-energized and the lock engages to prevent movement of the control lever from the DOWN position. In the event of a faulty weight switch or in an emergency, the lock can be released by pressing the red override button located on the control panel above the lever.

10. Un verrou à solénoïde est intégré au panneau de commande du train d'atterrissage. Quand le poids de l'avion repose sur le train d'atterrissage, le solénoïde est désexcité et le verrou s'engage pour bloquer le levier de commande sur DOWN. En cas d'urgence ou de défaillance du contacteur de référence air-sol, on peut relâcher le verrou en enfonçant le poussoir de surpassement rouge situé sur le panneau de commande au-dessus du levier.

11. Landing gear position indicators, one for each gear, are located on the landing gear control panel. A wheel is displayed when the gear is lowered and locked, diagonal yellow and black stripes when the gear is in transit, and the word UP when the gear is retracted and locked. An audio warning operates when the throttle is retarded below minimum cruise and the landing gear is in any position other than down and locked. An AUDIO WARNING OVERRIDE switch, located adjacent to the landing gear control

11. Les indicateurs de position du train d'atterrissage, un pour chaque atterrisseur, sont situés sur le panneau de commande du train d'atterrissage. Une roue est affichée quand le train est sorti et verrouillé, des bandes diagonales jaunes et noires quand le train est en mouvement, et le mot UP lorsque le train est rentré et verrouillé. Une alarme sonore se déclenche quand la manette de poussée est ramenée en deçà de la vitesse de croisière minimale et que le train d'atterrissage est dans une

lever, permits the warning signal to be overridden. Advancement of the throttle to minimum cruise resets the audible warning system.

NOTE

The undercarriage audio warning signal does not operate above 2134 metres (7000 ft) above Mean Sea Level (MSL). Holding in the cutout button, on the RH fascia panel, will prevent this warning signal from operating below 2134 metres (7000 ft).

12. Three warning lights are provided, two in the end of the landing gear control lever and one on the RH side of the instrument panel. These lights illuminate whenever the landing gear is not locked in the position selected. The warning lights will also be illuminated whenever the audio warning operates but are not extinguished by the operation of the AUDIO WARNING OVERRIDE switch.

13. A switch, identified as LDG GEAR DOOR, is provided in the LH main gear wheel well for maintenance use. With the switch selected to OPEN and hydraulic pressure applied to the system, the main wheel doors will open to give access to the wheel wells.

GENERAL INFORMATION

SPECIAL BOLTS – INSTALLATION

14. Shouldered shear bolts are used at various pivot points of main and nose gear components to trap the spherical ball-bearings. As it is possible for these to be installed incorrectly, a typical installation is shown in Figure 6-1-2.

STANDARD PRACTICES

15. For information on the following subjects, refer to the associated publications listed below:

a. Installation of flareless tube couplings, hoses and lines, and methods of correcting leaks (refer to C-12-010-040/TR-010, C-12-010-040/TR-011 and C-12-010-040/TR-031).

b. Safetying media (refer to C-12-114-000/MF-001).

position autre que sorti et verrouillé. Un interrupteur AUDIO WARNING OVERRIDE, situé à côté du levier de commande du train d'atterrissage, permet de surpasser le signal d'alarme. Le circuit d'alarme sonore est réarmé lorsqu'on avance la manette de poussée à la vitesse de croisière minimale.

NOTA

Le signal d'alarme sonore du train d'atterrissage ne fonctionne pas à plus de 2134 mètres (7000 pi) au-dessus du niveau moyen de la mer (MSL). En maintenant enfoncé le bouton d'interruption sur le tableau saillant droit, on empêche le fonctionnement du signal d'alarme à moins de 2134 mètres (7000 pi).

12. Trois voyants d'alarme sont prévus, deux au bout du levier de commande du train d'atterrissage et un du côté droit du tableau de bord. Ces voyants s'allument chaque fois que le train d'atterrissage n'est pas verrouillé dans la position choisie. Les voyants s'allument également quand l'alarme sonore fonctionne mais ne sont pas éteints quand on actionne l'interrupteur AUDIO WARNING OVERRIDE.

13. L'interrupteur LDG GEAR DOOR, situé dans le logement de roue de train principal gauche, sert à des fins de maintenance. Lorsque l'interrupteur est sur OPEN et que la pression hydraulique est appliquée dans le circuit, les trappes de train principal s'ouvrent pour donner accès aux logements de roue.

RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX

BOULONS SPÉCIAUX – POSE

14. Des boulons de cisaillement à épaulement, situés à divers points pivots des éléments du train principal et du train avant, servent à retenir les rotules sphériques. Comme il est possible de mal poser ces boulons, la méthode de pose type est illustrée à la figure 6-1-2.

MÉTHODES NORMALISÉES

15. Pour plus de renseignements sur les sujets suivants, voir les publications indiquées ci-dessous :

a. Pose des raccords de tubes sans épanoui, des tuyaux souples et des conduites rigides, et méthodes de réparation des fuites (voir C-12-010-040/TR-010, C-12-010-040/TR-011 et C-12-010-040/TR-031).

b. Dispositifs de sécurité (voir C-12-114-000/MF-001).

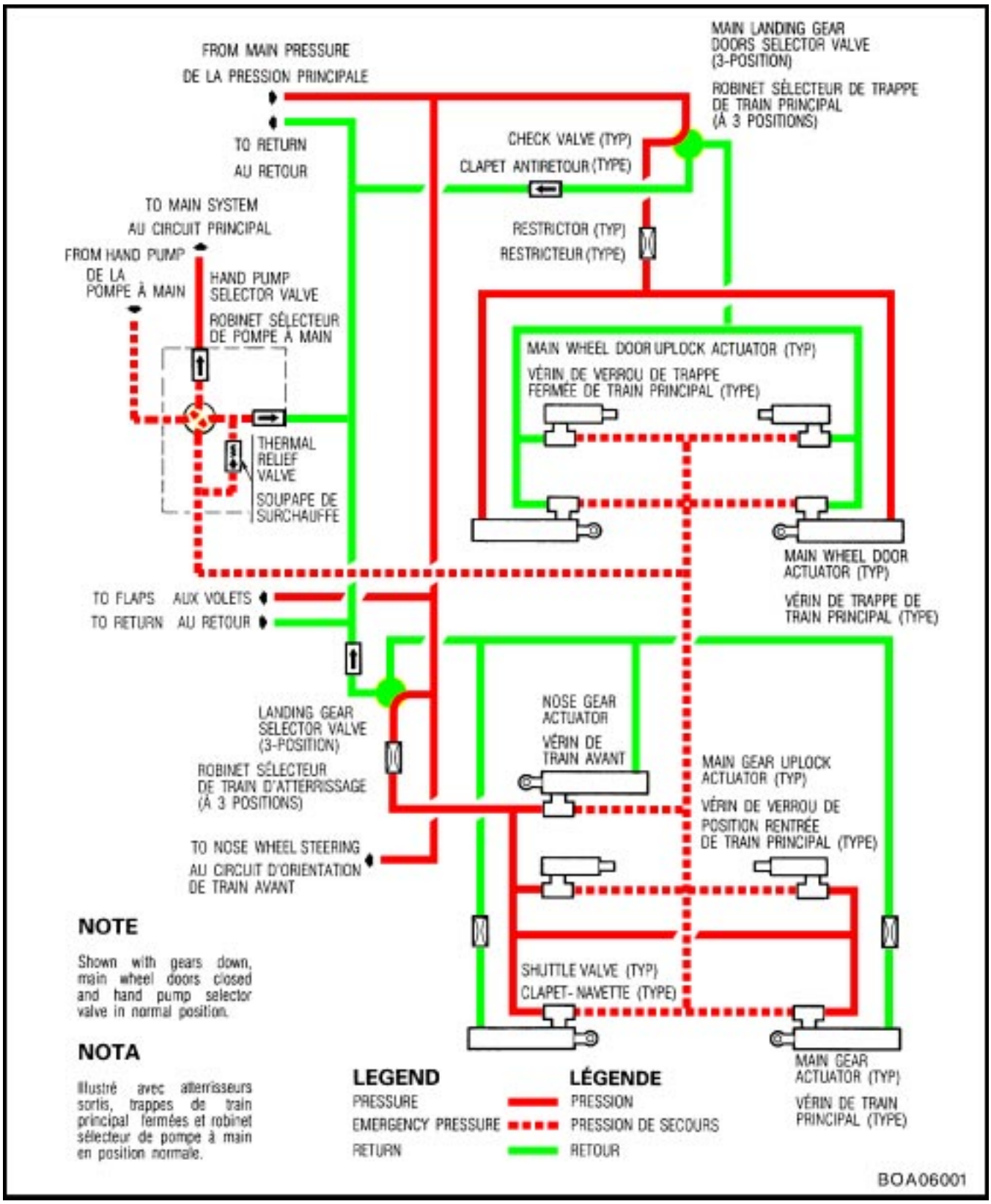


Figure 6-1-1 Landing Gear Hydraulic System – Schematic
Figure 6-1-1 Circuit hydraulique du train d'atterissage – schéma

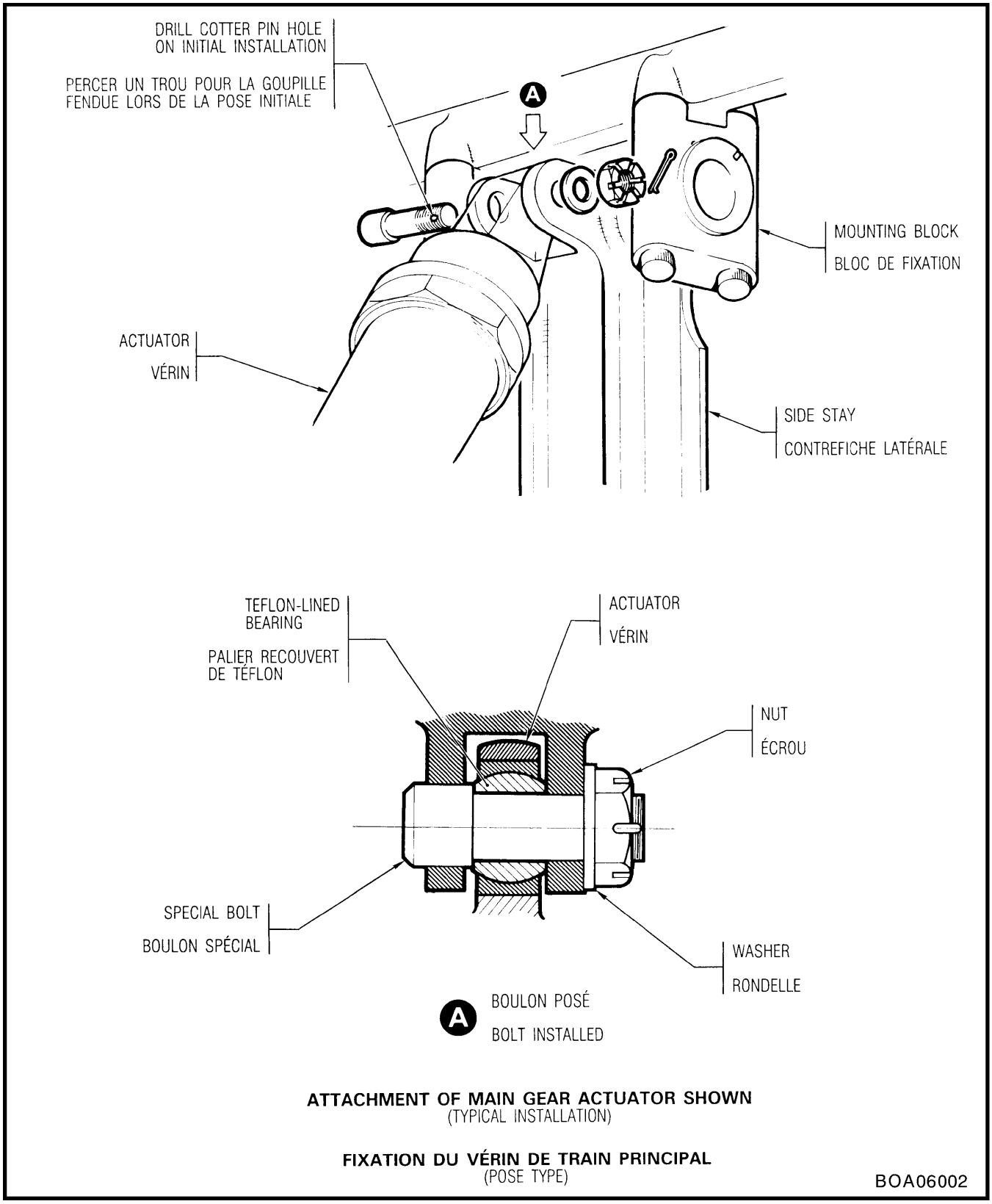


Figure 6-1-2 Special Bolts – Installation
Figure 6-1-2 Boulons spéciaux – pose

c. Cable inspection and maintenance (refer to C-12-010-040/TR-008).

d. Standard torque values for bolts and nuts (refer to C-12-010-040/TR-005).

e. Anti-corrosion measures (refer to C-12-010-040/TR-021).

SOLID FILM LUBRICANT

16. Solid film lubricant is used extensively on moving parts of the landing gear. For information pertaining to the removal and application of solid film lubricant, see C-12-114-000/MN-000.

ELECTRICAL SYSTEMS

GENERAL

17. Microswitches are installed in the main and nose gear systems to control the operating sequence of the landing gear and related equipment. A microswitch is also installed in the centre console and is operated by the throttle to provide warning when the throttle is retarded below a safe position with the landing gear in an unsafe condition. A LDG GEAR UP SELECTION override switch is installed on the RH fascia panel to enable the instructor to prevent an up selection of the landing gear by the student. An emergency hydraulic cutout switch is provided to remove electrical power from the landing gear and door selector valves and permit the student to extend the landing gear by means of the hydraulic hand pump in the event of failure of the main system. For the electrical schematic diagram, see Figure 6-1-5.

COMPONENT LOCATIONS

18. For location of the main components of the landing gear system, see Figure 6-1-3.

GROUND SAFETY SYSTEM

19. A ground safety weight switch is installed on each of the main gear leg assemblies. The switches are connected in series and control three ground safety relays. For the electrical schematic diagram, see Figure 6-1-4. When the aircraft weight is on both main gears, contacts 1 and 3 on both microswitches close and apply a 28 Vdc from the essential bus to energize ground safety relays No. 1 and No. 3. When these relays are energized, the following functions occur:

a. The rain removal circuit is de-energized.

c. Inspection et maintenance des câbles (voir C-12-010-040/TR-008).

d. Couples de serrage standard pour boulons et écrous (voir C-12-010-040/TR-005).

e. Anticorrosion (voir C-12-010-040/TR-021).

LUBRIFIANT SOLIDE

16. Le lubrifiant solide est utilisé amplement sur toutes les pièces mobiles du train d'atterrissage. Pour plus de renseignements sur la dépose et la pose du lubrifiant solide, voir C-12-114-000/MN-000.

CIRCUITS ÉLECTRIQUES

GÉNÉRALITÉS

17. Des microcontacts montés dans les circuits du train principal et du train avant permettent de commander le cycle de fonctionnement du train et de l'équipement connexe. Un autre microcontact, monté dans le pylône de commande et actionné par la manette de poussée, permet de déclencher une alarme lorsque la manette est ramenée en deçà de la position de sécurité et que le train d'atterrissage n'est pas verrouillé. L'interrupteur de surpassement LDG GEAR UP SELECTION, situé sur le tableau saillant droit, permet à l'instructeur d'empêcher toute commande de rentrée du train faite par l'élève. Un interrupteur hydraulique de secours permet de couper l'alimentation électrique des robinets sélecteurs du train et des trappes et permet à l'élève de sortir le train avec la pompe à main hydraulique en cas de panne du circuit principal. Pour le schéma électrique, voir figure 6-1-5.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

18. Pour l'emplacement des principaux éléments du train d'atterrissage, voir figure 6-1-3.

CIRCUIT DE RÉFÉRENCE AIR-SOL

19. Chaque jambe du train principal est munie d'un contacteur de référence air-sol. Les contacteurs sont reliés en série et commandent trois relais de sécurité au sol. Pour le schéma électrique, voir figure 6-1-4. Quand le poids de l'avion repose sur les deux atterrisseurs du train principal, les contacts 1 et 3 sur les deux microcontacts se ferment et appliquent un courant de 28 V c.c. provenant du bus essentiel pour exciter les relais de sécurité au sol 1 et 3. Lorsque ces relais sont excités, les événements suivants se produisent :

a. Le circuit chasse-pluie est mis hors tension.

Component Élément	Location Emplacement
Nose gear weight switch (S12G) Contacteur de référence air-sol de train avant (S12G)	Nose gear leg Jambe de train avant
Nose gear downlock switch (S13G) Contacteur de verrou de position sortie de train avant (S13G)	Part of nose gear actuator Partie du vérin de train avant
Nose gear uplock switch (S14G) Contacteur de verrou de position rentrée de train avant (S14G)	Part of nose gear actuator Partie du vérin de train avant
Main gear weight switch RH (S5G) Contacteur de référence air-sol de train principal D (S5G)	RH leg Jambe D
Main gear weight switch LH (S5G) Contacteur de référence air-sol de train principal G (S5G)	LH leg Jambe G
Main gear up switch RH (S4G) Contacteur de rentrée de train principal D (S4G)	Starboard wheel well Logement de roue droite
Main gear up switch LH (S9G) Contacteur de rentrée de train principal G (S9G)	Port wheel well Logement de roue gauche
Main gear down switch RH (S3G) Contacteur de sortie de train principal D (S3G)	Part of RH main gear actuator Partie du vérin du train principal D
Main gear down switch LH (S3G) Contacteur de sortie de train principal G (S3G)	Part of LH main gear actuator Partie du vérin de train principal G
Main gear door up switch RH (S2G) Contacteur de fermeture de trappe de train principal D (S2G)	Starboard wheel well Logement de roue droite
Main gear door up switch LH (S7G) Contacteur de fermeture de trappe de train principal G (S7G)	Port wheel well Logement de roue gauche

Figure 6-1-3 (Sheet 1 of 4) Component Locations
Figure 6-1-3 (feuille 1 de 4) Emplacement des éléments

Component Élément	Location Emplacement
Main gear door down switch RH (S1G) Contacteur d'ouverture de trappe de train principal D (S1G)	Starboard wheel well Logement de roue droite
Main gear door down switch LH (S6G) Contacteur d'ouverture de trappe de train principal G (S6G)	Port wheel well Logement de roue gauche
Landing gear ground service switch (S11G) Interrupteur d'entretien au sol de train d'atterrissage (S11G)	Port wheel well Logement de roue gauche
Control unit (S15G) Boîtier de commande (S15G)	Instrument panel Tableau de bord
Landing gear audible warning signal unit (G1G) Boîtier d'alarme sonore de train d'atterrissage (G1G)	RH console (guarded) Console D (sous cache)
Landing gear audio warning signal override switch (S18G) Interrupteur de surpassement d'alarme sonore de train d'atterrissage (S18G)	Instrument panel Tableau de bord
Landing gear audio warning signal override relay (K4G) Relais de surpassement d'alarme sonore de train d'atterrissage (K4G)	Rear of instrument panel Derrière le tableau de bord
HORN CUT OUT switch (S21) Interrupteur HORN CUT OUT (S21)	RH fascia panel Tableau saillant D
Barometric switch (S22) Interrupteur barométrique (S22)	RH nose bay shelf Étagère, compartiment avant D
Diode (CR1G)	TB219, A2 discrete component box (cockpit) TB219, boîtier de composants discrets A2 (poste de pilotage)

Figure 6-1-3 (Sheet 2 of 4) Component Locations
Figure 6-1-3 (feuille 2 de 4) Emplacement des éléments

Component Élément	Location Emplacement
Diode (CR2G)	TB219, A2 discrete componant box (cockpit) TB219, boîtier de composants discrets A2 (poste de pilotage)
Diode (CR3G)	TB220, A2 discrete componant box (cockpit) TB220, boîtier de composants discrets A2 (poste de pilotage)
Landing gear downlock relay (K1G) Relais de verrou de position sortie de train d'atterrissage (K1G)	LH console Console G
Landing gear uplock safety relay (K3G) Relais de sécurité de verrou de position rentrée de train d'atterrissage (K3G)	LH console Console G
Landing gear uplock relay (K2G) Relais de verrou de position rentrée de train d'atterrissage (K2G)	LH console Console G
Landing gear throttle switch (S19G) Contacteur de manette de train d'atterrissage (S19G)	Centre console Pylône de commande
No. 1 ground safety relay (K1GA) Relais de sécurité au sol n° 1 (K1GA)	RH wing fillet Congé de raccordement d'aile D
No. 2 ground safety relay (K2GA) Relais de sécurité au sol n° 2 (K2GA)	Centre console Pylône de commande
No. 3 ground safety relay (K3GA) Relais de sécurité au sol n° 3 (K3GA)	RH wing fillet Congé de raccordement d'aile D
LH nose steering switch (S1C) Interrupteur d'orientation de train avant G (S1C)	LH stick grip Poignée du manche G
RH nose steering switch (S2C) Interrupteur d'orientation de train avant D (S2C)	RH stick grip Poignée du manche D

Figure 6-1-3 (Sheet 3 of 4) Component Locations
Figure 6-1-3 (feuille 3 de 4) Emplacement des éléments

Component Élément	Location Emplacement
Main gear door selector valve (L2G) Robinet sélecteur de trappe de train principal (L2G)	Engine bay, left-hand side Compartiment réacteur, côté gauche
Landing gear selector valve (L3G) Robinet sélecteur de train d'atterrissage (L3G)	Fuel tank area Zone des réservoirs carburant
Emergency hydraulic landing gear cut-out switch (S16G) Rupteur de circuit hydraulique de secours de train d'atterrissage (S16G)	Below floor, FS 185 (cockpit) Sous le plancher, FS 185 (poste de pilotage)
LDG GEAR UP SELECTION override switch (S20G) Interrupteur de surpassement LDG GEAR UP SELECTION (S20G)	RH fascia panel Tableau saillant D
Resistor (R1G) Résistance (R1G)	TB220 A2 discrete component box (cockpit) TB220, boîtier de composants discrets A2 (poste de pilotage)
Resistor (R2G) Résistance (R2G)	TB220 A2 discrete component box (cockpit) TB220, boîtier de composants discrets A2 (poste de pilotage)
Resistor (R3G) Résistance (R3G)	TB220 A2 discrete component box (cockpit) TB220, boîtier de composants discrets A2 (poste de pilotage)
(Snowbird aircraft only) Control unit (S15G) (Avions Snowbird seulement) Boîtier de commande (S15G)	Instrument panel, Centre pedestal Tableau de bord, pylône de commande

Figure 6-1-3 (Sheet 4 of 4) Component Locations
Figure 6-1-3 (feuille 4 de 4) Emplacement des éléments

b. The pre-stall warning system is de- energized.

c. The pre-stall warning vane anti-icing heater circuit is de-energized.

d. Zone 2 cooling circuit is armed.

e. Zone 2 cooling indication circuit is de- energized.

20. Contacts 4 and 5 on the RH weight switch and contacts 1 and 2 on the LH weight switch are normally closed when the aircraft is airborne. On the ground, these contacts open and de-energize ground safety relay No. 2, which de-energizes the landing gear control lock release solenoid, locking the landing gear control lever in the DOWN selection and arming the elevator trim tab position indicator circuit. An additional weight switch on the nose gear assembly arms the nose gear steering shut-off valve circuit when the aircraft weight is on the nose gear.

LANDING GEAR SYSTEM CONTROL

21. When the landing gear control lever is selected to UP, the following functions occur (see Figure 6-1-5).

a. The opening solenoid of the main gear door selector valve is energized through micro-switch S4 in the control unit, contacts B2 and C2 of relay K2G (de-energized) and contacts B2 and B3 of relay K3G (latched down position).

b. Microswitch S2 in the control unit completes a circuit to energize the retract solenoid of the landing gear selector valve, through contacts 1 and 2 on each of the door down microswitches in series when the landing gear doors are locked down.

c. Microswitch S3 in the control unit energizes the undercarriage warning lights in the control lever and the landing gear unsafe light through contacts 1 and 3 of the LH and contacts 4 and 6 of the RH main gear door uplock microswitches and contacts D3 and D2 of relay K2G. If the throttle is retarded while the gears are retracting, the audible

b. Le circuit d'avertissement de décrochage est mis hors tension.

c. Le circuit d'antigivrage de la sonde d'avertissement de décrochage est mis hors tension.

d. Le circuit de refroidissement de la zone 2 est armé.

e. Le circuit de signalisation de refroidissement de la zone 2 est mis hors tension.

20. Les contacts 4 et 5 du contacteur de référence air-sol droit et les contacts 1 et 2 du contacteur de référence air-sol gauche sont normalement fermés quand l'avion est en vol. Au sol, ces contacts s'ouvrent et désexcitent le relais de sécurité au sol 2, ce qui désexcite le solénoïde de dégagement du verrou de commande du train d'atterrissage, verrouille le levier de commande du train d'atterrissage sur DOWN et arme le circuit d'indication de position du tab commandé de gouverne de profondeur. Un autre contacteur de référence air-sol situé sur le train avant arme le circuit du robinet d'arrêt d'orientation de train avant lorsque le poids de l'avion repose sur le train avant.

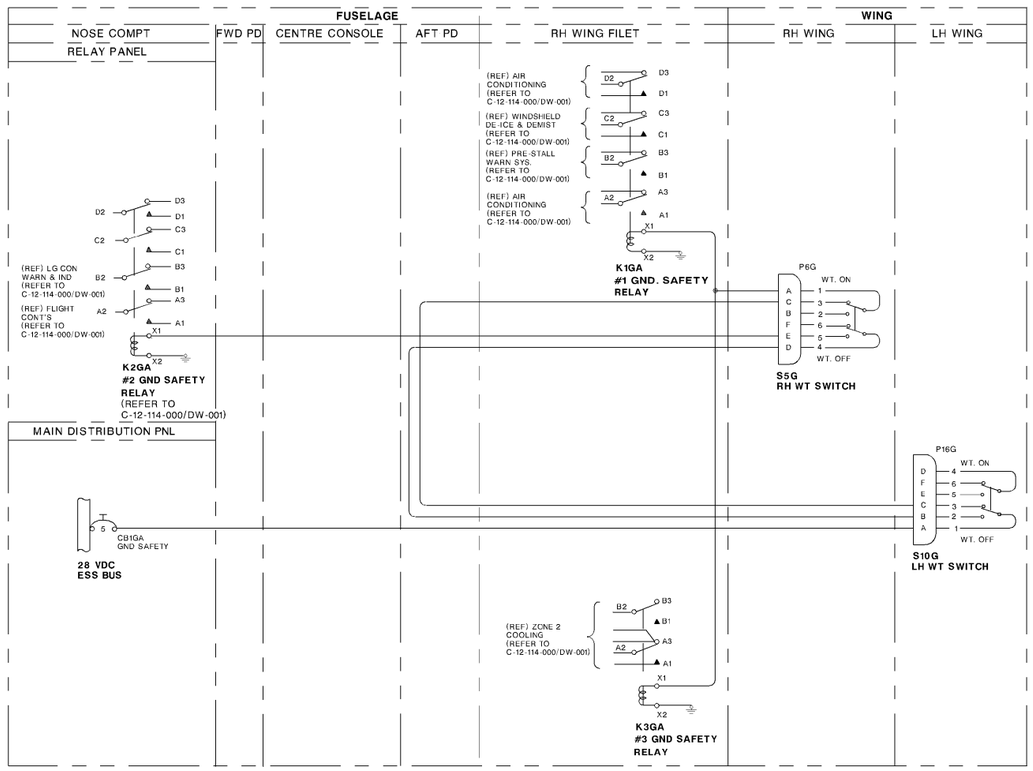
CIRCUIT DE COMMANDE DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

21. Quand le levier de commande du train d'atterrissage est mis sur UP, les conséquences en sont les suivantes (voir figure 6-1-5) :

a. Le solénoïde d'ouverture du robinet sélecteur de trappe de train principal est excité via le microcontact S4 dans le boîtier de commande, les contacts B2 et C2 du relais K2G (désexcité) et les contacts B2 et B3 du relais K3G (verrouillé en position sortie).

b. Le microcontact S2 dans le boîtier de commande ferme un circuit qui excite le solénoïde de rentrée du robinet sélecteur de train d'atterrissage, via les contacts 1 et 2 sur chacun des microcontacts d'ouverture de trappe reliés en série quand les trappes du train d'atterrissage sont verrouillées en position ouverte.

c. Le microcontact S3 dans le boîtier de commande excite les voyants d'alarme du train d'atterrissage dans le levier de commande et le voyant de non-verrouillage du train d'atterrissage via les contacts 1 et 3 du microcontact de verrou de fermeture de trappe du train principal gauche et les contacts 4 et 6 du microcontact de droite et

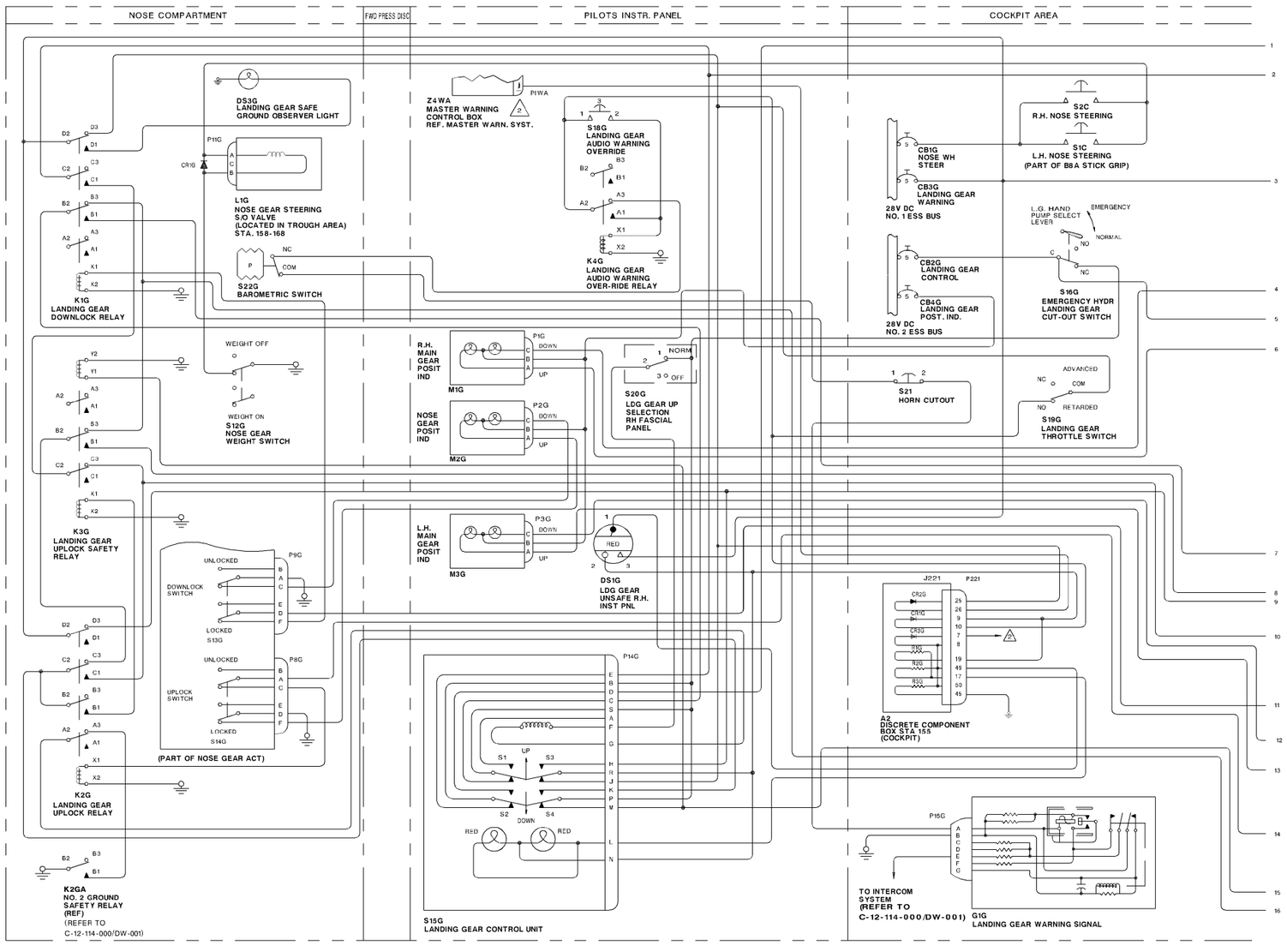


NOTE :

1. SEE C-12-114-000/DW-001, GROUND SAFETY RELAY

BOA06007

Ground Safety – Electrical Schematic Figure 6-1-4
Sécurité au sol – schéma électrique Figure 6-1-4

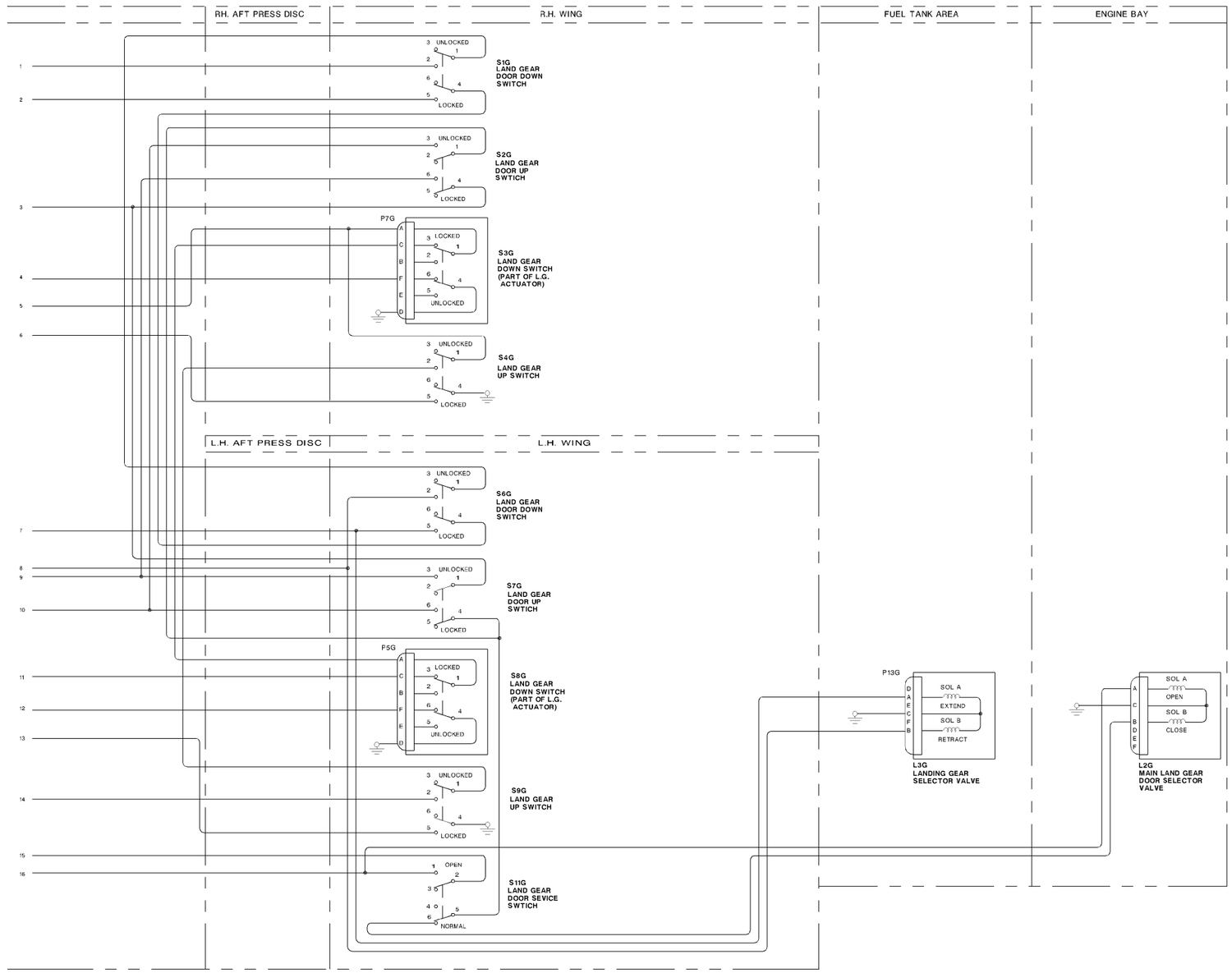


NOTES :

1. LOCATED IN THE DISCRETE COMPONENT BOX AT F.S. 155. REFER TO C-12-114-000/DW-001.
2. FOR CONTINUATION, SEE C-12-114-000/DW-001 (AREA B3) - MASTER WARNING CONTROL.
3. SEE C-12-114-000/DW-001, LANDING GEAR CONTROL.

BOA06008

Landing Gear Control, Warning and Indication – Electrical Schematic (Sheet 1 of 2) Figure 6-1-5
Commande du train d'atterrissage, signalisation et avertisseur – schéma électrique (feuille 1 de 2) Figure 6-1-5



BOA06009

Landing Gear Control, Warning and Indication – Electrical Schematic (Sheet 2 of 2) Figure 6-1-5
Commande du train d'atterrissage, signalisation et avertisseur – schéma électrique (feuille 2 de 2) Figure 6-1-5

warning signal is energized through contacts D3 and D2 of relay K1G. A barometric switch is included in the circuit which closes its contacts below 2134 metres (7000 ft) to activate the audible warning system. This switch is wired in series with a momentary contact switch located on the RH fascia panel.

d. When the gears have reached the uplocked position, relay K2G is energized through terminals A and C of the nose gear uplock microswitch in series with contacts 1 and 2 of each of the main gear up microswitches. When the main landing gear doors have reached the uplock position, the undercarriage warning lights extinguish as the power supply is interrupted through the opening of contacts 1 and 3 of the LH and 4 and 6 of the RH main gear door uplock microswitches. The landing gear position indicators move to indicate the UP position independently through contacts 4 and 5 on each of the main gear up microswitches and F and D on the nose gear uplock microswitch as the respective gear locks up. In the energized position, relay K2G completes a circuit to energize the landing gear door close solenoid through relay contacts C2 and C1 and contacts 4 and 6 of the LH and 1 and 3 of the RH main gear door up microswitches. Relay K3G, energized through contacts B2 and B1 of relay K2G, latches in the up position. Should any gear become unlocked from the up position, relay K2G de-energizes. Contacts C2 and C3 of K2G and contacts B2 and B1 of K3G complete a power circuit to the retract solenoid of the landing gear selector valve. In the energized position of the retract solenoid, hydraulic pressure is provided to hold the gear in the up position.

via les contacts D3 et D2 du relais K2G. Si la manette de poussée est ramenée pendant que les atterrisseurs rentrent, le signal d'alarme sonore est activé via les contacts D3 et D2 du relais K1G. Un contacteur barométrique intégré au circuit ferme ses contacts au-dessous de 2134 mètres (7000 pi) pourdéclencher l'alarme sonore. Ce contacteur est relié en série avec un interrupteur à contact momentané situé sur le tableau saillant droit.

d. Quand les atterrisseurs ont atteint la position verrouillée rentrée, le relais K2G est excité via les bornes A et C du microcontact de verrou de position rentrée du train avant en série avec les contacts 1 et 2 de chacun des microcontacts de rentrée du train principal. Quand les trappes de train principal sont verrouillées en position fermée, les voyants d'alarme du train d'atterrissage s'éteignent et l'alimentation électrique est interrompue par l'ouverture des contacts 1 et 3 du microcontact de verrou de fermeture de trappe du train principal gauche et des contacts 4 et 6 du microcontact de droite. Les indicateurs de position de train d'atterrissage se déplacent pour indiquer la position UP, indépendamment via les contacts 4 et 5 sur chacun des microcontacts de rentrée du train principal et via les contacts F et D sur le microcontact de verrou de position rentrée du train avant, quand les atterrisseurs respectifs se verrouillent en position rentrée. Lorsqu'il est excité, le relais K2G ferme un circuit pour exciter le solénoïde de fermeture de trappe du train d'atterrissage via les contacts C2 et C1 du relais, les contacts 4 et 6 des microcontacts de fermeture de trappe de train principal gauche et les contacts 1 et 3 des microcontacts de fermeture de trappe de train principal droit. Le relais K3G, excité via les contacts B2 et B1 du relais K2G, se verrouille en position rentrée. Si un atterrisseur se déverrouille de la position rentrée, le relais K2G se désexcite. Les contacts C2 et C3 de K2G et les contacts B2 et B1 de K3G ferment un circuit d'alimentation qui excite le solénoïde de rentrée du robinet sélecteur du train d'atterrissage. Lorsque le solénoïde de rentrée est excité, la pression hydraulique maintient le train en position rentrée.

22. When the landing gear control lever is selected to DOWN, the following functions occur:

a. The door opening solenoid of the main gear door selector valve is energized, through microswitch S1 in the control unit and contacts B2 and B3 on relay K1G (de-energized).

b. Microswitch S2 in the control unit completes a circuit to energize the extend solenoid of the landing gear selector valve, through terminals 4 and 5 of the main gear door down microswitches in series when the main gear doors are locked down.

c. Microswitch S3 in the control unit energizes the warning lights in the control lever, landing gear unsafe light and audio warning signal (throttle retarded), through contacts D3 and D2 of relay K1G while the landing gears are moving to the down position and have not locked down.

d. Microswitch S4 in the control unit energizes the down coil of the latch relay K3G and arms the landing gear door ground service switch.

e. When the gears have reached the locked down position, relay K1G is energized through contacts A and C on each of the main gear down microswitches and contacts D and F on the nose gear downlock microswitch. At the same time, the landing gear position indicators move to indicate the down position independently through contacts D and F of the main gear down microswitches and contacts A and C of the nose gear downlock microswitch. In the energized position, relay K1G completes a circuit to energize the landing gear door close solenoid through microswitch S2, contacts C2 and C1 of the relay, contacts 6 and 4 of the LH door up microswitch and contacts 1 and 3 of the RH door up microswitch in parallel and contacts C2 and C3 of K3G. In addition, contacts D2 and D1 of relay K1G complete a circuit to energize the ground observers light. The landing gear unsafe light and control lever warning lights are extinguished through opening of relay contacts D2 and D3. Contacts B2 and B1, through microswitch S1, complete a circuit to energize the extend sole-

22. Quand le levier de commande du train d'atterrissage est mis sur DOWN, les événements suivants se produisent :

a. Le solénoïde d'ouverture du robinet sélecteur de trappe de train principal est excité via le microcontact S1 du boîtier de commande et les contacts B2 et B3 du relais K1G (désexcité).

b. Le microcontact S2 dans le boîtier de commande ferme un circuit pour exciter le solénoïde de sortie du robinet sélecteur de train d'atterrissage via les bornes 4 et 5 des microcontacts d'ouverture de trappe de train principal en série quand les trappes de train principal sont verrouillées en position ouverte.

c. Le microcontact S3 dans le boîtier de commande excite les voyants d'alarme du levier de commande, le voyant de non-verrouillage du train d'atterrissage et le signal d'alarme sonore (manette de poussée ramenée), via les contacts D3 et D2 du relais K1G pendant que les atterrisseurs sortent et ne sont pas verrouillés en position sortie.

d. Le microcontact S4 dans le boîtier de commande excite la bobine de sortie du relais de verrouillage K3G et arme l'interrupteur d'entretien au sol des trappes de train d'atterrissage.

e. Quand les atterrisseurs ont atteint la position sortie verrouillée, le relais K1G est excité via les contacts A et C sur chacun des microcontacts de sortie du train principal et les contacts D et F sur le microcontact de verrou de position sortie du train avant. Au même moment, les indicateurs de position de train d'atterrissage se déplacent pour signaler la position sortie, indépendamment via les contacts D et F des microcontacts de sortie de train principal et les contacts A et C du microcontact de verrou de position sortie du train avant. Quand il est excité, le relais K1G ferme un circuit qui excite le solénoïde de fermeture de trappe de train d'atterrissage via le microcontact S2, les contacts C2 et C1 du relais, les contacts 6 et 4 du microcontact de fermeture de trappe gauche et les contacts 1 et 3 du microcontact de fermeture de trappe droite en parallèle, et les contacts C2 et C3 de K3G. De plus, les contacts D2 et D1 du relais K1G ferment un circuit qui met sous tension le projecteur d'observation au sol. Le voyant de non-verrouillage du train d'atterrissage et les voyants d'alarme du

noid of the landing gear selector valve to maintain the gear in the down position.

MAIN HYDRAULIC SYSTEM OPERATION

GENERAL

23. Normally, the landing gear is operated by means of the hydraulic system powered by the engine-driven hydraulic pump, a ground test stand or by the hydraulic hand pump with the hand pump selector valve in the normal position (see Figure 6-1-1 and 6-1-5).

24. With electrical power on, extension of both main gear legs operates the respective weight switches to withdraw the landing gear control lever solenoid-operated lock, thereby permitting the control lever to be moved up. With the ground safety locking pins removed, selection of the landing gear control lever to the UP position and the application of hydraulic power sets the following hydraulic/electrical operations in motion to retract and lock the landing gear up.

25. Movement of the lever to the UP position causes the landing gear unsafe light in the instrument panel and the two warning lights on the control lever to illuminate and actuates a microswitch on the landing gear control unit to direct electrical power to the door open side of the main gear door selector valve. Operations of the selector valve directs pressure fluid to the door uplock actuators and door actuators, via the normal down side of their respective shuttle valves, to release the door uplocks and to open the main wheel doors.

26. As the doors attain the fully open position, the door down microswitches are actuated, connecting electrical power to the retract solenoid of the landing gear selector valve.

27. Pressure fluid from the retract side of the landing gear selector valve is directed to the nose gear actuator to release the internal lock and retract the nose gear and, via a restrictor in the respective lines, to the up side of the main gear actuators to retract the main gears. Actuation of the nose gear

levier de commande s'éteignent par l'ouverture des contacts D2 et D3 du relais. Les contacts B2 et B1, via le microcontact S1, ferment un circuit qui excite le solénoïde de sortie du robinet sélecteur du train d'atterrissage pour maintenir le train en position sortie.

FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT HYDRAULIQUE PRINCIPAL

GÉNÉRALITÉS

23. Le train d'atterrissage est normalement actionné par un circuit hydraulique alimenté par la pompe hydraulique réacteur, par un banc d'essai au sol ou par la pompe à main hydraulique avec son robinet sélecteur en position normale (voir figures 6-1-1 et 6-1-5).

24. Lorsque l'alimentation électrique est en circuit, la sortie des deux jambes de train principal active leurs contacteurs de référence air-sol respectifs, pour dégager le verrou à solénoïde du levier de commande de train, permettant ainsi au levier de commande d'être déplacé vers le haut. Lorsque les goupilles de sécurité au sol sont enlevées, la mise sur UP du levier de commande de train et l'application de l'alimentation hydraulique entraînent la mise en marche des éléments hydrauliques et électriques suivants pour la rentrée et le verrouillage du train d'atterrissage.

25. La mise sur UP du levier fait allumer le voyant de non-verrouillage du train d'atterrissage sur le tableau de bord ainsi que les deux voyants d'alarme sur le levier de commande, et actionne un microcontact sur le boîtier de commande du train d'atterrissage pour envoyer l'alimentation électrique au côté ouverture du robinet sélecteur de trappe de train principal. La manoeuvre du robinet sélecteur envoie le fluide sous pression aux vérins de verrou de trappe fermée et aux vérins de trappe, via le côté sortie normale de leurs clapets-navettes respectifs, pour relâcher les verrous de trappe fermée et ouvrir les trappes de train principal.

26. Quand les trappes atteignent la position complètement ouverte, les microcontacts d'ouverture de trappe sont actionnés, ce qui envoie l'alimentation électrique au solénoïde de rentrée du robinet sélecteur de train d'atterrissage.

27. Le fluide sous pression provenant du côté rentrée du robinet sélecteur de train d'atterrissage est envoyé au vérin de train avant pour dégager le verrou interne et rentrer le train avant et, via un restricteur dans les conduites respectives, jusqu'au côté rentrée des vérins de train principal pour rentrer

actuator downlock switch and the two main gear downlock microswitches results in the wheel symbol in the gear indicators on the landing gear control panel being replaced by the diagonal yellow and black stripes to indicate that the gears are in transit.

les atterrisseurs principaux. Quand le contacteur de verrou de position sortie du vérin de train avant et les deux microcontacts de verrou de position sortie du train principal sont actionnés, le symbole de roue apparaissant dans les indicateurs du panneau de commande de train d'atterrissage est remplacé par les bandes diagonales jaunes et noires qui indiquent que les atterrisseurs sont en mouvement.

28. As all three gears lock up, the nose gear actuator uplock switch and the two main gear uplock switches are actuated to give indication by showing the word UP in each gear indicator. Actuation of these microswitches also directs electrical power to the close side of the main gear door selector valve. The selector valve directs pressure fluid, via a restrictor, to the up side of the door actuators to close the main wheel doors. Engagement of the main wheel door uplocks actuates the door up switches and the three warning lights go out.

28. Quand les trois atterrisseurs se verrouillent en position rentrée, le contacteur de verrou de position rentrée du vérin de train avant et les deux contacteurs de verrou de position rentrée de train principal sont actionnés et font apparaître le drapeau UP sur chaque indicateur de position de train. Le fonctionnement de ces microcontacts envoie également l'alimentation électrique au côté fermeture du robinet sélecteur de trappe de train principal.Le robinet sélecteur envoie le fluide sous pression, via un restricteur, au côté fermeture des vérins de trappe pour fermer les trappes de train principal. L'engagement des verrous de trappe fermée de train principal actionne les contacteurs de fermeture de trappe et les trois voyants d'alarme s'éteignent.

29. A similar sequence of operations takes place when the landing gear control lever is selected to the DOWN position. Movement of the control lever to the DOWN position causes the landing gear unsafe light in the instrument panel and the two warning lights on the control lever to illuminate and operates a microswitch on the landing gear control unit to direct electrical power to the open side of the main gear door selector valve. Operation of the selector valve directs pressure fluid to the door uplock actuators and door actuators, via the normal down side of their respective shuttle valves, to release the door uplocks and to open the main wheel doors.

29. Une série d'actions semblable se produit quand le levier de commande du train d'atterrissage est mis sur DOWN. La mise sur DOWN du levier de commande fait allumer le voyant de non-verrouillage de train d'atterrissage sur le tableau de bord ainsi que les deux voyants d'alarme sur le levier de commande, et actionne un microcontact sur le boîtier de commande de train d'atterrissage pour envoyer l'alimentation électrique au côté ouverture du robinet sélecteur de trappe du train principal. Quand le robinet sélecteur est actionné, il envoie le fluide sous pression aux vérins de verrou de trappe fermée et aux vérins de trappe, via le côté ouverture normale de leurs clapets-navettes respectifs, pour relâcher les verrous de trappe fermée et ouvrir les trappes de train principal.

30. As the doors fully open, the door down microswitches are actuated to connect electrical power to the down side of the landing gear selector valve.

30. Lorsque les trappes atteignent la position complètement ouverte, les microcontacts de verrou d'ouverture de trappe sont actionnés et relient l'alimentation électrique au côté sortie du robinet sélecteur de train d'atterrissage.

31. Pressure fluid from the selector valve is directed, via a restrictor and the normal down side of the respective shuttle valves, to the nose gear actuator to release the internal lock and lower the nose gear, and to the main gear uplock actuators and main actuators to release and lower the main gears. Actuation of the uplock microswitches causes the word UP in the respective indicators to be replaced

31. Le fluide sous pression provenant du robinet sélecteur est dirigé, via un restricteur et le côté sortie normale de leurs clapets-navettes respectifs, au vérin de train avant pour relâcher le verrou interne et sortir le train avant, ainsi qu'aux vérins de verrou de position rentrée de train principal et aux vérins de train principal pour déverrouiller et sortir le train principal. Quand les microcontacts de verrou de

by the gear in transit diagonal yellow and black stripes.

position rentrée sont actionnés, le drapeau UP affiché dans l'indicateurs respectifs est remplacé par les bandes diagonales jaunes et noires indiquant que le train est en mouvement.

32. As all three gears lock down, the nose gear actuator downlock switch and the main gear downlock switches are actuated. This causes the diagonal stripes of a gear indicator to be replaced by the wheel symbol to indicate that the gear is down and locked, the three warning lights to go out, and electrical power to be directed to the close side of the main gear door selector valve. The selector valve directs pressure fluid, via a restrictor, to the up side of the door actuators to close the main wheel doors.

32. Quand les trois atterrisseurs atteignent la position sortie verrouillée, le contacteur de verrou de position sortie de train avant et les contacteurs de verrou de position sortie de train principal sont actionnés. Les bandes diagonales noires et jaunes de l'indicateur sont alors remplacées par le symbole de roue, indiquant que le train est sorti et verrouillé, les trois voyants d'alarme s'éteignent, et l'alimentation électrique est envoyée au côté fermeture du robinet sélecteur de trappe de train principal. Le robinet sélecteur envoie le fluide sous pression, via un restricteur, au côté fermeture des vérins de trappe pour fermer les trappes de train principal.

33. During the retraction and lowering of the landing gear, fluid displaced from the actuators passes to return via the selector valves. A check valve in the return line of each of the two selector valves prevents system back pressure from affecting the operation of the landing gear.

33. Pendant la rentrée et la sortie du train d'atterrissage, le fluide en provenance des vérins passe au retour via les robinets sélecteurs. Un clapet antiretour dans la conduite de retour de chacun des deux robinets sélecteurs empêche d'éventuelles contre-pressions du circuit de nuire au fonctionnement du train d'atterrissage.

COMPONENT LOCATIONS

34. To locate the main components of the landing gear hydraulic system, see Figure 6-1-6.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

34. Pour l'emplacement des principaux éléments du circuit hydraulique du train d'atterrissage, voir figure 6-1-6.

LANDING GEAR SELECTOR VALVE

35. The landing gear selector valve is a three-position four-way solenoid-operated unit, and is located at FS 277.75. The spool-type valve distributes high pressure fluid from the hydraulic power system to the down side of the main gear uplock actuators and to the down or up sides of the main and nose gear actuators to lower or raise the landing gear.

ROBINET SÉLECTEUR DE TRAIN D'ATTERRISSAGE

35. Le robinet sélecteur de train d'atterrissage est un élément à quatre voies et trois positions, commandé par solénoïde et situé à FS 277.75. Ce robinet à tiroir distribue le fluide haute pression provenant du circuit d'alimentation hydraulique au côté sortie des vérins de verrou de position rentrée de train principal et au côté sortie ou rentrée des vérins de train avant et de train principal pour sortir ou rentrer le train d'atterrissage.

36. When selected to direct pressure fluid to the down side of the components to lower the landing gear, the down supply port solenoid is energized, connecting the pressure port of the valve to the down supply port and the up supply port to return. Similarly, when selected to retract the landing gear, the up supply port is energized, connecting the pressure port to the up supply port and the down supply port to return.

36. Quand le robinet reçoit la commande d'envoyer le fluide sous pression au côté sortie des éléments pour sortir le train, le solénoïde de l'orifice d'alimentation de sortie est excité, ce qui relie l'orifice de pression du robinet à l'orifice d'alimentation de sortie et l'orifice d'alimentation de rentrée au retour. De même, quand le robinet reçoit la commande de rentrer le train, l'orifice d'alimentation de rentrée est excité, ce qui relie l'orifice de pression à l'orifice d'alimentation de rentrée et l'orifice d'alimentation de sortie au retour.

Component Élément	Location Emplacement
Main gear actuators (2) Vérins de train principal (2)	Attached to main gear leg and to side stay assembly Fixés à la jambe et à la contrefiche latérale de train principal
Main gear uplock actuators (2) Vérins de verrou de position rentrée de train principal (2)	Mounted on main gear uplock Montés sur le verrou de position rentrée de train principal
Main wheel door actuators (2) Vérins de trappe de train principal (2)	Attached to main spar at WS 56.78 and to door link strut Fixés au longeron principal à WS 56.78 et à la jambe de force de trappe
Main wheel door uplock actuators (2) Vérins de verrou de trappe fermée de train principal (2)	Mounted on main wheel door uplock Montés sur le verrou de trappe fermée de train principal
Main gear door selector valve Robinet sélecteur de trappe de train principal	FS 277.75
Nose gear actuator Vérin de train avant	Attached to nose gear leg and to drag strut Fixé à la jambe et à la contrefiche longitudinale de train avant
Landing gear control lever Levier de commande de train d'atterrissage	On pilot instrument panel Tableau de bord pilote
Solenoid override button Bouton de surpassement à solénoïde	Above control lever on pilot instrument panel Au-dessus du levier de commande, sur le tableau de bord pilote
Landing gear selector valve Robinet sélecteur de train d'atterrissage	FS 277.75
Weight switches (2) Contacteurs de référence air-sol	One on each main gear leg Sur chaque jambe de train principal

Figure 6-1-6 Component Locations
Figure 6-1-6 Emplacement des éléments

37. When both solenoids are de-energized, the valve is in the neutral position with both supply ports connected to return and the pressure supply isolated.

38. For detailed information pertaining to the landing gear selector valve, see C-13-722-000/MS-000.

SWIVEL JOINTS

39. Swivel joints are used on the landing gear, brake and nose wheel steering systems of the aircraft where above average movement occurs. These are of the swivel post and elbow type, utilizing O-rings and back-up rings for sealing.

HAND PUMP HYDRAULIC SYSTEM

GENERAL

40. The hand pump hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001) is provided primarily to enable the landing gear to be lowered in the event of hydraulic power system failure. A secondary function is to provide an alternate pressure source for the operation of any of the hydraulic services during servicing operations.

41. Lowering of the landing gear by means of the hydraulic hand pump direct circuit is independent of the landing gear control lever. The hand pump is located in the cockpit to the left of the LH seat. The hand pump system consists essentially of the hand pump, a manually operated selector valve, a Teleflex control which connects the operating handle to the valve via a lever, the usual plumbing, and an electrical switch.

42. The hand pump selector valve is a two-position rotary-type valve. The Teleflex control has an over-centre spring which connects to the operating lever. It loads and retains the valve in the selected pushed in (normal) or pulled out (emergency) position. Normal position for the control handle is pushed in, so that pressure fluid delivered by the hand pump is directed to the hydraulic power system.

43. Operation of handle L.G. HAND PUMP SELECT located on the LH fascia panel, operates the Teleflex control which rotates the valve to the selected position by means of the lever. When pulled out to the emergency position, the lever operates a cutout

37. Quand les deux solénoïdes sont désexcités, le robinet est en position neutre, ses deux orifices d'alimentation sont reliés au retour, et l'orifice d'alimentation de pression est isolé.

38. Pour plus de renseignements sur le robinet sélecteur de train d'atterrissage, voir C-13-722-000/MS-000.

JOINTS ARTICULÉS

39. On utilise des joints articulés dans les circuits de train d'atterrissage, de freinage et d'orientation de train avant de l'avion, où les mouvements sont supérieurs à la moyenne. Ces joints sont constitués d'un pivot à colonne et à coude et sont munis de joints toriques et de rondelles d'appui pour l'étanchéité.

CIRCUIT HYDRAULIQUE DE LA POMPE À MAIN

GÉNÉRALITÉS

40. Le circuit hydraulique de la pompe à main (voir C-12-114-0B0/MF-001) sert essentiellement à la sortie du train d'atterrissage en cas de panne du circuit hydraulique. Une de ses fonctions secondaires consiste à fournir une pression auxiliaire pour le fonctionnement des servitudes hydrauliques pendant l'entretien courant.

41. La sortie du train d'atterrissage au moyen du circuit direct de la pompe à main hydraulique se fait indépendamment du levier de commande du train d'atterrissage. La pompe à main est située dans le poste de pilotage, à gauche du siège de gauche. Le circuit de la pompe à main comprend la pompe elle-même, un robinet sélecteur actionné manuellement, un câble de commande Téléflex qui relie la poignée de manoeuvre au robinet via un levier, la tuyauterie habituelle et un rupteur électrique.

42. Le robinet sélecteur de la pompe à main est un élément rotatif à deux positions. Le câble de commande Téléflex a un ressort de verrouillage décentré, relié au levier de manoeuvre, qui pousse le robinet et le retient dans la position choisie, soit enfoncée (normal) ou tirée (secours). La position normale pour la poignée de commande est la position enfoncée, de sorte que le fluide sous pression provenant de la pompe à main est envoyé au circuit d'alimentation hydraulique.

43. La manoeuvre de la poignée L.G. HAND PUMP SELECT, située sur le tableau saillant gauche, actionne le câble de commande Téléflex, lequel fait tourner le robinet sélecteur au moyen du levier pour obtenir la position sélectée. Quand le levier est tiré en position

switch which removes electrical power from the landing gear and door selector valves. Pushing in the handle moves the lever out of contact with the switch, thus restoring electrical power to the landing gear and door selector valves.

44. Since the landing gear cannot be retracted by means of the hydraulic power system with the operating handle pulled out, a visual safety feature is incorporated. The first inch of the rod of the system's operating handle is painted yellow and the next two inches red. This provides an indication to the pilot when the emergency system is engaged.

COMPONENT LOCATIONS

45. For a listing of the main components of the hand pump hydraulic system and their locations, see Figure 6-1-7.

LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING

46. In the event of hydraulic power system failure, the landing gear can be lowered by means of the hydraulic hand pump with the hand pump selector valve selected to the emergency position (see Figure 6-1-1). Lowering by this method is independent of the landing gear control lever. After lowering the landing gear, any residual pressure in the hydraulic power system shall be dissipated, or the LANDING GEAR CONTROL circuit breaker pulled out, before returning the hand pump selector valve control handle to its normal position; otherwise the landing gear will begin to retract.

OPERATING PROCEDURE

47. The emergency lowering procedure for the landing gear is as follows:

a. Pull out the L.G. HAND PUMP SELECT handle on the LH fascia panel (for Snowbird Aircraft only, the L.G. HAND PUMP SELECT handle has been relocated on the centre instrument panel) and operate the hydraulic hand pump until gear indicators show the landing gear is down and locked.

de secours, il actionne un rupteur qui coupe l'alimentation électrique des robinets sélecteurs de trappe et de train d'atterrissage. Lorsqu'on enfonce la poignée, le levier est déplacé hors de son contact avec le rupteur, ce qui rétablit l'alimentation électrique aux robinets sélecteurs de trappe et de train d'atterrissage.

44. Comme le train d'atterrissage ne peut être rentré au moyen du circuit d'alimentation hydraulique lorsque la poignée est tirée, un dispositif d'indication visuelle est prévu par mesure de sécurité. Le premier pouce de la tige de la poignée de manoeuvre est peint en jaune et les deux pouces suivants en rouge. Ceci fournit une indication au pilote lorsque le circuit de secours est actionné.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

45. Pour une liste des principaux éléments du circuit hydraulique de la pompe à main et de leur emplacement voir figure 6-1-7.

SORTIE DE SECOURS DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

46. En cas de panne du circuit d'alimentation hydraulique, le train peut être sorti au moyen de la pompe à main hydraulique avec le robinet sélecteur de pompe à main en position de secours (voir figure 6-1-1). La sortie du train de cette manière se fait indépendamment du levier de commande du train d'atterrissage. Après la sortie du train, on doit éliminer toute pression résiduelle dans le circuit d'alimentation hydraulique ou désenclencher le disjoncteur LANDING GEAR CONTROL avant de remettre la poignée de commande du robinet sélecteur de pompe à main en position normale, autrement le train d'atterrissage se mettra à rentrer.

FONCTIONNEMENT

47. La méthode de sortie de secours du train d'atterrissage est la suivante :

a. Tirer la poignée L.G. HAND PUMP SELECT située sur le tableau saillant gauche (sur les avions Snowbird seulement, la poignée L.G. HAND PUMP SELECT a été placée sur le tableau de bord central) et manoeuvrer la pompe à main hydraulique jusqu'à ce que les indicateurs de position de train montrent que le train d'atterrissage est sorti et verrouillé.

COMPONENT ÉLÉMENT	LOCATION EMPLACEMENT
Hydraulic hand pump Pompe à main hydraulique	On cockpit floor, to the left of the LH seat. (Snowbird Aircraft only) On cockpit floor, to the left of the LH seat and to the right of the RH seat. Sur le plancher du poste de pilotage, à gauche du siège de gauche. (Avions Snowbird seulement) Sur le plancher du pilotage, à gauche du siège de gauche et à droite du siège de droite.
Hand pump selector valve control handle Poignée de commande du robinet sélecteur de pompe à main	LH fascia panel. (Snowbird Aircraft only) LH fascia panel and instrument panel. Tableau saillant gauche (Avions Snowbird seulement) Tableau saillant gauche et tableau de bord
Hand pump selector valve Robinet sélecteur de pompe à main	FS 184
Cut-out switch Rupteur	FS 184

Figure 6-1-7 Component Locations
Figure 6-1-7 Emplacement des éléments

b. Ensure that hydraulic pressure in the hydraulic power system has been dissipated or, alternatively, pull out the LANDING GEAR CONTROL circuit breaker. Push in the L.G. HAND PUMP SELECT handle.

NOTE

Pushing in the hand pump selector control handle restores electrical power to landing gear selector valves and connects the emergency down lines to return.

c. After rectification of the fault which necessitated the emergency lowering, place landing gear control lever to the DOWN position and pressurize hydraulic power system to reposition shuttle valves to the normal position.

d. Test the operation of the gear using the hydraulic power system (see Section 4, Paragraph 55).

HAND PUMP SELECTOR VALVE

48. The hand pump selector valve is a two-position four-way manually operated unit located at FS 184. It enables the landing gear to be lowered by the hydraulic hand pump in the event of failure of the hydraulic power system. A secondary function is to permit the operation by the hand pump of any of the hydraulic services.

49. The valve is a rotary-type unit, having an inlet, two pressure supply ports, and a return port. Two check valves are incorporated in the unit, one at the return port and the other at the outlet port to the hydraulic power system. The outlet port to the landing gear direct circuit incorporates a thermal relief valve, set to relieve at 13 100 kPa (1900 psi), to prevent over-pressurization of the landing gear direct circuit. Excess pressure fluid is passed to the return port.

50. The valve is operated by a Teleflex control, which is in turn operated by a handle in the cockpit. The control incorporates an over-centre spring which loads the valve in the selected position.

51. For detailed information pertaining to the hand pump selector valve, see C-13-500-000/MS-000.

b. S'assurer que la pression dans le circuit d'alimentation hydraulique a été éliminée, ou bien désenclencher le disjoncteur LANDING GEAR CONTROL. Enfoncer la poignée L.G. HAND PUMP SELECT.

NOTA

En enfonçant la poignée de commande du robinet sélecteur de pompe à main, on rétablit l'alimentation électrique aux robinets sélecteurs de train d'atterrissage et on relie les conduites de sortie de secours au retour.

c. Après avoir corrigé la panne ayant nécessité la sortie de secours du train, mettre le levier de commande du train d'atterrissage sur DOWN et mettre sous pression le circuit d'alimentation hydraulique afin de remettre les clapets-navettes en position normale.

d. Faire un essai de fonctionnement du train en utilisant le circuit d'alimentation hydraulique (voir Section 4, paragraphe 55).

ROBINET SÉLECTEUR DE POMPE À MAIN

48. Le robinet sélecteur de pompe à main est un élément à quatre voies et deux positions, actionné manuellement et situé à FS 184. Il permet de sortir le train d'atterrissage au moyen de la pompe à main hydraulique en cas de panne du circuit d'alimentation hydraulique. Une de ses fonctions secondaires est de permettre le fonctionnement de toute servitude hydraulique grâce à la pompe à main.

49. Le robinet sélecteur est un élément rotatif muni d'un orifice d'entrée, de deux orifices d'alimentation de pression et d'un orifice de retour. Le robinet comporte deux clapets antiretour, l'un à l'orifice de retour et l'autre à l'orifice de sortie vers le circuit d'alimentation hydraulique. L'orifice de sortie vers le circuit direct du train d'atterrissage comprend une soupape de surchauffe, réglée pour s'ouvrir à 13 100 kPa (1900 lb/po^2) afin d'empêcher toute surpression dans le circuit direct du train d'atterrissage. L'excédent de fluide sous pression est envoyé vers l'orifice de retour.

50. Le robinet est actionné par un câble de commande Téléflex, à son tour actionné par une poignée dans le poste de pilotage. Le câble de commande comprend un ressort de verrouillage décentré qui pousse le robinet sélecteur dans la position choisie.

51. Pour plus de renseignements sur le robinet sélecteur de la pompe à main, voir C-13-500-000/MS-000.

LANDING GEAR CONTROL PANEL

GENERAL

52. The landing gear control panel is located at the lower LH side of the pilot instrument panel (see Figure 6-1-8). The integrally lighted panel is manufactured of acrylic plastic and is secured to the instrument panel by four screws and washers. Provision is made for mounting the following on the panel:

a. Landing gear control switch.

b. Audible signal override switch.

c. Landing gear position indicators.

d. UHF PRESET FREQ switch.

LANDING GEAR CONTROL SWITCH

53. The landing gear control switch consists essentially of a main housing containing four switches, a rotary solenoid and locking arm, and the actuating mechanism for the switches. The landing gear control switch operates by means of the landing gear control lever, which consists of an actuating arm with an illuminated knob. Moving the control lever, which protrudes through the panel, operates the switches in the main housing through a toggle assembly and switch actuating mechanism.

54. Two lights in the knob of the control lever illuminate if a gear is in any position other than that indicated by the landing gear control lever, or if the doors are not closed and locked with the gear retracted and locked.

55. When the main gear legs are compressed, the weight switches on the legs are actuated. Actuation of one or both of these weight switches de-energizes the solenoid to engage the locking arm with the control lever, thereby preventing movement of the lever from the DOWN position. A red override button protrudes through the panel immediately above the control lever. The button enables the solenoid-operated locking arm to be released from the control lever in an emergency to allow the landing gear to be retracted.

PANNEAU DE COMMANDE DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

GÉNÉRALITÉS

52. Le panneau de commande du train d'atterrissage est situé du côté inférieur gauche du tableau de bord pilote (voir figure 6-1-8). Le panneau, à éclairage intégré, est fabriqué de plastique acrylique et fixé au tableau de bord par quatre vis et rondelles. Le panneau est prévu pour permettre le montage des éléments suivants :

a. Interrupteur de commande du train d'atterrissage.

b. Interrupteur de surpassement d'alarme sonore.

c. Indicateurs de position de train d'atterrissage.

d. Sélecteur PRESET FREQ UHF.

INTERRUPTEUR DE COMMANDE DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

53. L'interrupteur de commande du train d'atterrissage comprend essentiellement un logement principal contenant quatre contacteurs, un solénoïde rotatif et un bras de verrouillage, ainsi qu'un mécanisme d'actionnement des contacteurs. L'interrupteur est actionné par le levier de commande du train d'atterrissage, lequel est constitué d'un bras de manoeuvre muni d'un bouton lumineux. Le déplacement du levier de commande, qui fait saillie à travers le panneau, actionne les contacteurs dans le logement principal via un dispositif à bascule et un mécanisme d'actionnement des contacteurs.

54. Deux voyants sur le bouton du levier de commande s'allument lorsqu'un atterrisseur est à une position autre que celle qu'indique le levier de commande du train d'atterrissage, ou si les trappes ne sont pas fermées et verrouillées avec l'atterrisseur rentré et verrouillé.

55. Quand les jambes de train principal sont comprimées, les contacteurs de référence air-sol sur les jambes sont actionnés. L'actionnement de l'un ou des deux contacteurs désexcite le solénoïde, qui engage le bras de verrouillage dans le levier de commande, bloquant ainsi le levier sur DOWN. Un bouton de surpassement rouge fait saillie sur le panneau, immédiatement au-dessus du levier de commande. Ce bouton permet de dégager du levier de commande le bras de verrouillage commandé par solénoïde pour permettre la rentrée du train d'atterrissage en cas d'urgence.

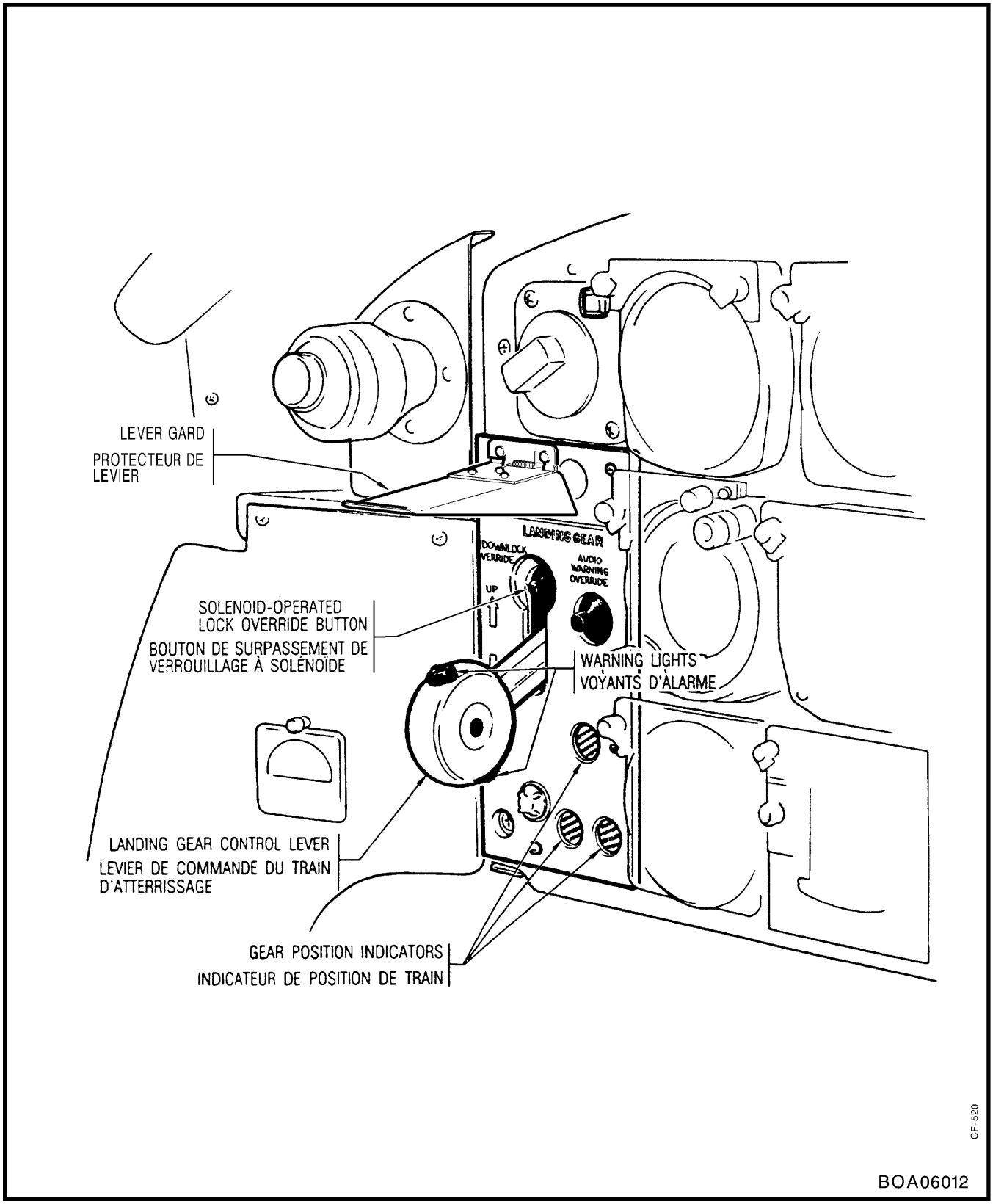


Figure 6-1-8 Landing Gear Control Panel
Figure 6-1-8 Panneau de commande du train d'atterrissage

56. Extension of both main gear legs with electrical power on actuates the respective weight switches. Actuation of both of these switches energizes the solenoid, which disengages the locking arm. This permits movement of the control lever from the DOWN position. Moving the landing gear control lever from DOWN to UP, or vice versa, simultaneously actuates the four microswitches contained in the housing.

56. La sortie des deux jambes de train principal pendant que l'alimentation électrique est en marche actionne leurs contacteurs de référence air-sol respectifs. Le mouvement de ces deux contacteurs excite le solénoïde qui dégage le bras de verrouillage, ce qui permet au levier de commande de se déplacer à partir de la position DOWN. Le déplacement du levier de commande du train d'atterrissage de DOWN à UP, ou vice-versa, actionne simultanément les quatre microcontacts contenus dans le logement.

AUDIO WARNING OVERRIDE SWITCH

57. This switch enables the audio warning signal, which sounds when the throttle is retarded below the minimum cruise power position when the landing gear is in any position other than down and locked, to be overridden.

NOTE

The undercarriage audio warning signal does not operate above 2134 metres (7000 ft) above mean sea level. Holding in the cut-out button, on the RH fascia panel, prevents this warning signal from operating below 2134 metres (7000 ft).

INTERRUPTEUR DE SURPASSEMENT D'ALARME SONORE

57. Cet interrupteur permet le surpassement du signal d'alarme sonore qui est déclenché lorsque la manette de poussée est ramenée en deçà du régime de croisière minimal et que le train d'atterrissage est à une position autre que sorti et verrouillé.

NOTA

Le signal d'alarme sonore du train d'atterrissage ne se déclenche pas à plus de 2134 mètres (7000 pi) au-dessus du niveau moyen de la mer. En maintenant l'interrupteur enfoncé, sur le tableau saillant droit, on empêche le signal de se déclencher au-dessous de 2134 mètres (7000 pi).

LANDING GEAR POSITION INDICATORS

58. A position indicator for each of the three gears is provided at the lower RH side of the landing gear control panel. These indicators are described in Paragraph 11.

INDICATEURS DE POSITION DE TRAIN D'ATTERRISSAGE

58. Un indicateur de position est prévu pour chacun des trois atterrisseurs, au côté inférieur droit du panneau de commande du train d'atterrissage. Ces indicateurs sont décrits au paragraphe 11.

SECTION 2

MAIN LANDING GEAR

GENERAL DESCRIPTION

GENERAL

1. The LH and RH main landing gears are similar in construction and operation. The leg consists primarily of a forked main cylinder housing a sliding cylinder and other component parts of the leg (see Figure 6-2-1).

2. A disc brake assembly and wheel are mounted on the axle at the lower end of the sliding cylinder. Two torque links, one attached to a lug on the leg main cylinder and the other to a lug on the sliding cylinder, prevent the wheel from turning from its fore-and-aft position.

3. A leg is swung by the two forks of the main cylinder between the main spar and the landing gear diaphragm at WS 80.497. The leg is mounted by two pivot pins, one of which engages a Unibal bearing mounted on the main spar and the other with the bushing of a mounting plate on the diaphragm.

4. A folding side stay assembly braces the leg when the gear is locked down. The side stay is attached to a lug on the leg main cylinder and to a mounting beam in the wing.

5. A hydraulic actuator, attached to a pin on the rear fork of the leg main cylinder and to a lug on the upper strut of the side stay assembly, provides the means of retracting and lowering the gear. An internal lock in the actuator provides the means of locking the gear in the lowered position.

6. An uplock, self-locking and released by a hydraulic actuator, is installed on the side stay mounting shaft and provides the means of retaining a gear in the retracted position.

7. Doors enclose each gear, when retracted, within the wing. Each gear has a leg door and a main wheel door. The leg door, linked to the leg as well as hinged on the wing, moves with the leg. The main wheel door is hinged on the wing and is operated by an actuator in conjunction with a door link and spring-pot. This door is sequenced to open to permit passage of the gear and to close after the gear has locked up or down. An uplock, self-locking and released by a hydraulic actuator, locks the main wheel

SECTION 2

TRAIN D'ATTERRISSAGE PRINCIPAL

DESCRIPTION GÉNÉRALE

GÉNÉRALITÉS

1. Les atterrisseurs principaux gauche et droit sont de construction et de fonctionnement semblables. La jambe est constituée essentiellement d'un cylindre principal en forme de fourche, logeant un cylindre coulissant; elle comprend aussi diverses autres pièces (voir figure 6-2-1).

2. Un frein à disque et une roue sont montés sur l'essieu à l'extrémité inférieure du cylindre coulissant. Deux liaisons articulées, l'une fixée à une patte sur le cylindre principal de la jambe et l'autre à une patte sur le cylindre coulissant, empêchent la roue de tourner hors de son axe longitudinal.

3. Une jambe pivote au moyen de deux fourches du cylindre principal entre le longeron principal et la cloison du train à WS 80.497. La jambe est montée au moyen de deux axes pivots dont l'un s'engage dans un palier Unibal monté sur le longeron principal et l'autre avec la bague d'une plaque de fixation sur la cloison.

4. Une contrefiche latérale pliante retient la jambe quand le train est verrouillé en position sortie. La contrefiche latérale est fixée à une patte sur le cylindre principal de la jambe et à une poutre de fixation dans l'aile.

5. Un vérin hydraulique, fixé à un axe sur la fourche arrière du cylindre principal de la jambe et à une patte sur le bras supérieur de la contrefiche latérale, assure la rentrée et la sortie du train. Un verrou interne dans le vérin permet le verrouillage du train en position sortie.

6. Un verrou de position rentrée, autoverrouillable et relâché par un vérin hydraulique, est monté sur l'arbre de fixation de la contrefiche latérale et assure la retenue du train en position rentrée.

7. Des trappes enferment le train quand il est rentré dans l'aile. Chaque atterrisseur a une trappe de jambe et une trappe de train principal. La trappe de jambe, fixée à la jambe et articulée sur l'aile, se déplace avec la jambe. La trappe de train principal est articulée sur l'aile et est actionnée par un vérin relié à une tringle de trappe et à une biellette à ressort. Cette trappe est réglée pour s'ouvrir afin de permettre le passage de l'atterrisseur, puis se fermer une fois que ce dernier est verrouillé en position rentrée ou sortie.

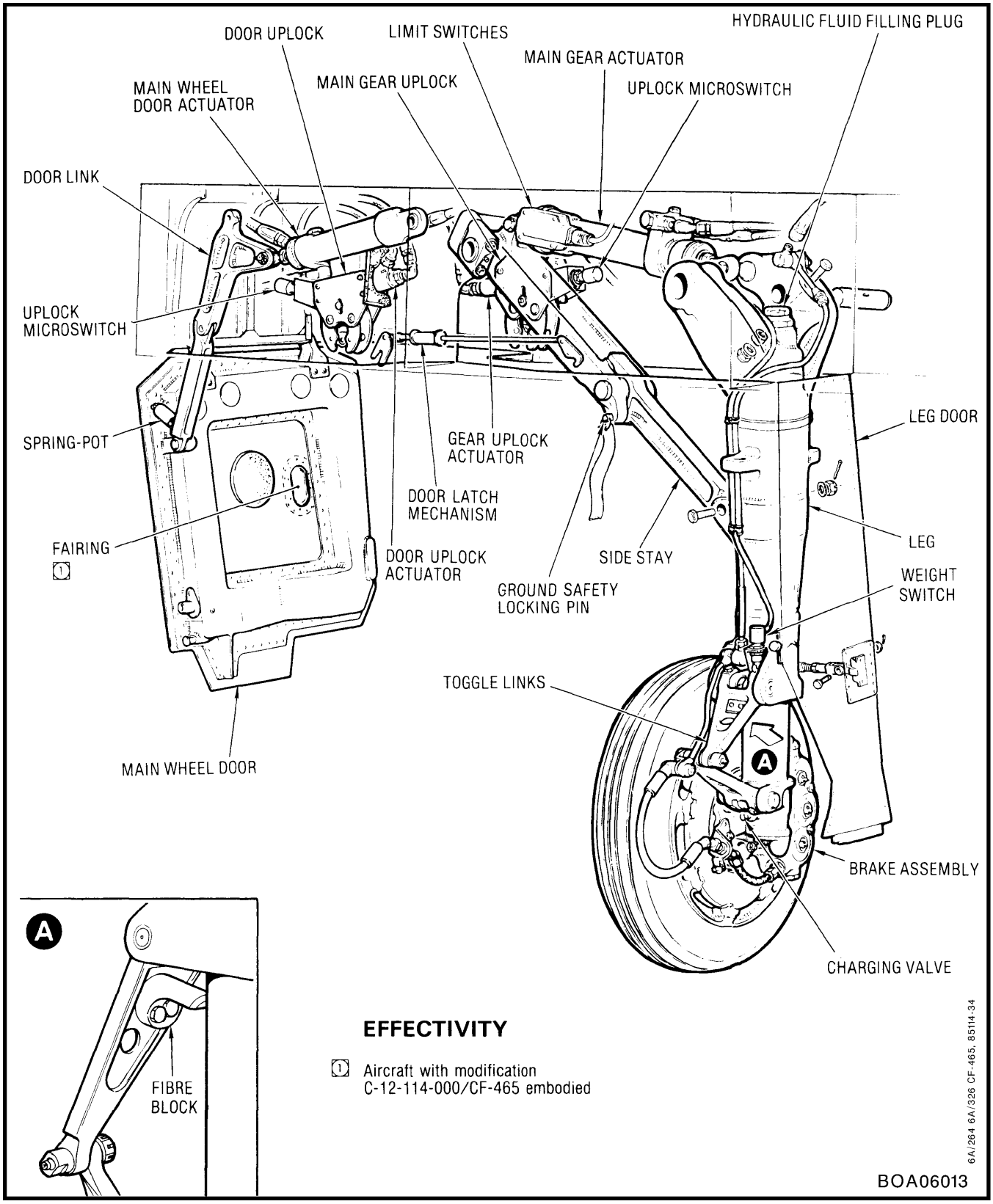


Figure 6-2-1 Main Landing Gear

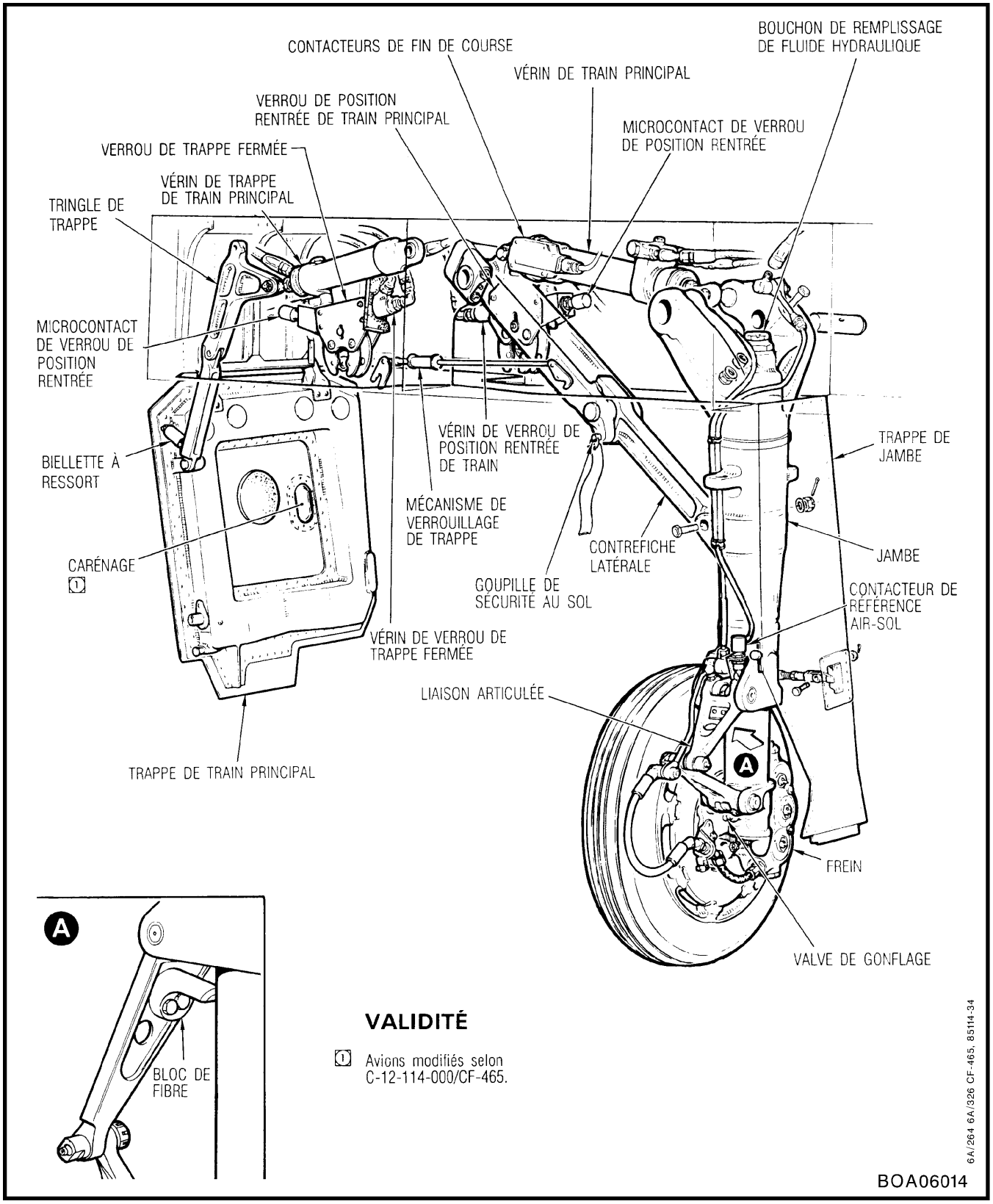


Figure 6-2-1 Train d'atterrissage principal

door when closed. A latch mechanism, actuated by a roller on the main wheel door, locks the leg door when the gear is retracted and unlocks it during gear lowering.

Un verrou de trappe fermée, autoverrouillable et relâché par un vérin hydraulique, verrouille la trappe de train principal quand elle est fermée. Un mécanisme à verrou, actionné par un galet sur la trappe de train principal, verrouille la trappe de jambe quand le train est rentré et la déverrouille pour la sortie du train.

8. A weight switch is installed on a bracket on the lower forward face of the main cylinder of each leg. When one or both of these microswitches is operated by the upper toggle link on compression of the leg, a solenoid-operated lock in the landing gear control panel engages with the landing gear control lever to prevent retraction of the landing gear.

8. Un contacteur de référence air-sol est fixé sur une ferrure sur la face avant inférieure du cylindre principal de chaque jambe. Quand l'un ou les deux microcontacts sont actionnés par la liaison articulée supérieure lors de la compression de la jambe, un verrou à solénoïde dans le panneau de commande du train d'atterrissage s'engage dans le levier de commande du train d'atterrissage pour empêcher la rentrée du train.

9. Two lugs are provided on the left for mooring purposes and a pad, intended for jacking, is located at the bottom of the leg. Provision is made for jacking by a special adapter (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 6). Ground safety locking of the gear is provided by holes in the side stay assembly through which a pin is inserted.

9. La jambe comporte deux pattes sur la gauche pour l'amarrage et une rotule de levage au bas. Un adaptateur spécial de levage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 6) est prévu. Le verrouillage de sécurité au sol du train se fait par l'insertion d'une goupille dans les trous de la contrefiche latérale.

COMPONENT LOCATIONS

10. To locate the main components of the main landing gear (excluding hydraulically operated components which are detailed in Section 1), see Figure 6-2-2.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

10. Pour l'emplacement des principaux éléments du train d'atterrissage principal (à l'exception des éléments à commande hydraulique, décrits en détails dans la Section 1), voir figure 6-2-2.

OLEO LEGS

11. The main gear legs are of the oleo-pneumatic shock-absorbing type (air- and oil-separated) and are mounted, one in each wing, between the main spar and the landing gear diaphragm (see Figure 6-2-1). A leg consists primarily of an outer main cylinder which houses a sliding cylinder, a tube extension, a main piston and a floating piston, with a torque link assembly that prevents rotary movement of the former and connects the sliding cylinder to the main cylinder. A stub axle, having an extension secured by a pin, is formed at the bottom end of the sliding cylinder; the axle provides the means for mounting the brake assembly and the wheel. A charging valve is provided at the lower end of the sliding cylinder to permit the charging of the lower chamber with nitrogen or, if not available, clean dry air. A plug, located at the top of the main cylinder, permits charging of the upper chamber with fluid (see Figure 1-2, Item 14). For charging procedure, see C-12-114-000/MF-001.

JAMBES À AMORTISSEUR OLÉOPNEUMATIQUE

11. Les jambes de train principal sont à amortisseur oléopneumatique (air et huile séparés). Une jambe est montée dans chaque aile, entre le longeron principal et la cloison du train d'atterrissage (voir figure 6-2-1). Chaque jambe est constituée essentiellement d'un cylindre principal extérieur logeant un cylindre coulissant, d'un tube de rallonge, d'un piston principal et d'un piston flottant avec un compas empêchant sa rotation et reliant le cylindre coulissant au cylindre principal. Un essieu court, muni d'une rallonge fixée par une goupille, est formé à l'extrémité inférieure du cylindre coulissant et permet de monter le frein et la roue. Une valve de gonflage, à l'extrémité inférieure du cylindre coulissant, permet de remplir la chambre inférieure avec de l'azote ou, s'il n'y en a pas, de l'air sec propre. Un bouchon, situé au sommet du cylindre principal, permet de remplir la chambre supérieure avec du fluide (voir figure 1-2, article 14). Pour le remplissage, voir C-12-114-000/MF-001.

Component Élément	Location Emplacement
Legs (2) Jambes (2)	Attached to main spar and landing gear diaphragm in each wing at WS 80.497 Fixées au longeron principal et à la cloison du train d'atterrissage dans chaque aile à WS 80.497
Side stay assemblies (2) Contrefiches latérales (2)	Attached to leg and to mounting beam at WS 62.55 Fixées à la jambe et à la poutre de fixation à WS 62.55
Main gear uplocks (2) Verrous de position rentrée de train principal (2)	Component part of a side stay assembly Élément faisant partie de la contrefiche latérale
Main wheel door uplocks (2) Verrous de trappe fermée de train principal (2)	Main spar at WS 52.65 Longeron principal a WS 52.65
Door links (2) Tringles de trappe (2)	Attached to main spar in each wing at WS 43.06 and to main wheel door Fixées au longeron principal dans chaque aile à WS 43.06 et à la trappe de train principal
Door latch mechanisms (2) Mécanismes de verrouillage de trappe (2)	On main spar in each wing between WS 55.67 and WS 71.03 Sur le longeron principal dans chaque aile, entre WS 55.67 et WS 71.03

Figure 6-2-2 Component Locations
Figure 6-2-2 Emplacements des éléments

DESCRIPTION

12. The main cylinder of the leg is of forked configuration at its upper end, the two forks providing the means of swinging the strut between the main spar and the diaphragm on pivot pins. The forward pivot pin is secured by a special bolt, guide-washer, retainer plate, washer, nut and cotter pin, the retainer plate being provided as a clipping point for the weight switch lead. The rear pin is secured by a bolt, spacer, washer and nut.

13. A pin, attached to the rear fork of the main cylinder just above the pivot pin, is the attachment for the main actuator. This pin is secured to the fork by a nut, an anti-rotation plate secured by a screw providing the means of locking the nut. Two lugs are located on the main cylinder for mooring purposes. A pin, mounting a roller which is secured by a cotter pin, is located just below the mooring lug on the aft face of the main cylinder as the means of engaging the gear, when retracted, with the uplock.

14. A lug is provided on the main cylinder for the attachment of the side stay. A second pin, located on the aft face of the cylinder near the bottom, forms the attachment point for the leg door link strut. A bracket, on the forward face of the main cylinder just above the upper torque link attachment lug, is provided for the brake line and the mounting of the weight switch. The mounting lug of the brake swivel is attached by a nut and a cotter pin to the torque link centre pin, and a lug is located at the bottom of the sliding cylinder for the attachment of the lower torque link.

15. A plug, sealed by an O-ring and back-up rings, protrudes through the bottom of the sliding cylinder and provides, with its retaining nut and two shoulder bolts, the means of retaining a jacking attachment. A bracket for the brake line is located at the bottom of the sliding cylinder, being attached to the stub axle brake flange. A grounding wire is attached to the bracket of the LH shock strut.

16. For further information pertaining to the main gear leg, see C-13-264-000/MS-000.

DESCRIPTION

12. Le cylindre principal de la jambe est en forme de fourche à son extrémité supérieure. Les deux branches de la fourche permettent le pivotement de la jambe sur les axes pivots entre le longeron principal et la cloison. L'axe pivot avant est fixé au moyen d'un boulon spécial, d'une rondelle-guide, d'une plaque de retenue, d'une rondelle, d'un écrou et d'une goupille fendue, la plaque de retenue assurant le point de sectionnement du fil du contacteur de référence air-sol. L'axe pivot arrière est fixé au moyen d'un boulon, d'une pièce d'écartement, d'une rondelle et d'un écrou.

13. Une goupille, fixée à la branche arrière de la fourche du cylindre principal juste au-dessus de l'axe pivot, sert de fixation au vérin principal. Cette goupille est fixée à la fourche par un écrou, lui-même freiné par une plaque antirotation fixée au moyen d'une vis. Le cylindre principal comporte deux pattes pour l'arrimage de l'avion. Une goupille portant un galet, lui-même retenu par une goupille fendue, est située juste au-dessous de la patte d'arrimage sur la face arrière du cylindre principal; elle sert, avec le verrou de position rentrée, à engager le train quand il est rentré.

14. Le cylindre principal comporte une patte pour la fixation de la contrefiche latérale. Une seconde goupille, située sur la face arrière du cylindre près du bas, sert de point de fixation pour la tringle de trappe de jambe. Une ferrure, située sur la face avant du cylindre principal juste au-dessus de la patte de fixation du compas supérieur, sert à la retenue de la conduite de freinage et au montage du contacteur de référence air-sol. La patte de fixation du pivot de frein est fixée au moyen d'un écrou et d'une goupille fendue à l'axe central du compas, et une patte au bas du cylindre coulissant sert à la fixation du compas inférieur.

15. Un bouchon, comportant un joint torique et des rondelles d'appui, fait saillie au bas du cylindre coulissant et assure, avec son écrou de retenue et ses deux boulons à épaulement, la retenue d'un dispositif de fixation pour levage. Une ferrure pour la conduite de freinage est située au bas du cylindre coulissant et fixée au flasque de freinage de l'essieu court. Un fil de masse est reliée à la ferrure de la jambe à amortisseur gauche.

16. Pour plus de renseignements sur la jambe de train principal, voir C-13-264-000/MS-000.

MAIN GEAR ACTUATOR

17. A main gear actuator is a double-acting hydraulically operated unit designed to retract and extend a main gear unit. Apart from being handed, the port and starboard gear actuators are identical (see Figure 6-2-1).

18. An actuator consists of an oil-tight cylinder, utilizing O-rings and backup rings for sealing, which houses a piston and lock cone assembly, and a claw lock. The claw lock provides positive locking of the actuator when the actuator is retracted, thus functioning as a gear downlock. The cylinder has a port at each end and incorporates an integral shuttle at the retraction port to permit retraction of the actuator by either the main or emergency hydraulic systems.

19. A housing, containing two microswitches and the actuating mechanism, is located at the extension port end of the actuator. When the claw lock engages or disengages to lock or unlock the actuator, a switch rod is operated which closes the two microswitches.

20. For further information pertaining to the main gear actuator, see C-13-499-000/MS-000.

SIDE STAY ASSEMBLY

21. The main gear side stay assemblies are identical, apart from being handed (see Figure 6-4-3). Side stay assemblies are connected at their lower ends to the respective legs and at the upper ends to a mounting beam located between stringer No. 5 and the landing gear diaphragm at WS 62.55 in their respective wings. Attachment at the upper end is by means of four special bolts which secure the side stay mounting blocks to the wing mounting beam. Attachment at the lower end is by a bolt connecting the lower end of the side stay to lugs on the respective leg forging.

22. A side stay assembly consists essentially of an upper and a lower strut, two mounting blocks, a shaft and an uplock. The upper strut is an aluminum alloy forging and has lugs at the upper end to provide an attachment point for the main actuator. The lower strut is a steel die forging. The two struts are hinged together by a bolt and all pivot points have bearings or bushings. The upper end of the side stay assembly is mounted on a shaft. The assembly is secured to the mounting beam in the wing by the two mounting blocks, one at each end of the shaft, two special bolts (see Paragraph 21) securing each block to the

VÉRIN DE TRAIN PRINCIPAL

17. Le vérin de train principal est un dispositif hydraulique à double effet, conçu pour rentrer et sortir le train principal. À part leur orientation, les vérins de train gauche et droit sont identiques (voir figure 6-2-1).

18. Un vérin est constitué d'un cylindre étanche à l'huile, comportant des joints toriques et des rondelles d'appui pour l'étanchéisation et logeant un piston et un cône de verrouillage, ainsi que d'un verrou à griffes. Le verrou à griffes assure un verrouillage effectif du vérin quand celui-ci est rentré et fonctionne donc comme un verrou de train sorti. Le cylindre a un orifice à chaque extrémité et comprend une navette intégrée à l'orifice de rentrée pour permettre la rentrée du vérin, que ce soit par le circuit hydraulique principal ou de secours.

19. Un logement contenant deux microcontacts et un mécanisme de manoeuvre se trouve à l'extrémité de l'orifice de sortie du vérin. Quand le verrou à griffes s'engage ou se dégage pour verrouiller ou déverrouiller le vérin, une tige de contact est actionnée et ferme les deux microcontacts.

20. Pour plus de renseignements sur le vérin de train principal, voir C-13-499-000/MS-000.

CONTREFICHE LATÉRALE

21. À part leur orientation, les contrefiches latérales du train principal sont identiques (voir figure 6-4-3). Elles sont reliées à leur extrémité inférieure aux jambes respectives et à l'extrémité supérieure à la poutre de fixation située entre la lisse n° 5 et la cloison de train à WS 62.55 dans les ailes respectives. La fixation à l'extrémité supérieure se fait au moyen de quatre boulons spéciaux qui fixent les blocs de fixation de la contrefiche latérale à la poutre de fixation de l'aile. La fixation à l'extrémité inférieure se fait au moyen d'un boulon reliant l'extrémité inférieure de la contrefiche latérale aux pattes sur les pièces forgées des jambes respectives.

22. Une contrefiche latérale comprend essentiellement un bras supérieur et un bras inférieur, deux blocs de fixation, un arbre et un verrou de position rentrée. Le bras supérieur est une pièce forgée en alliage d'aluminium munie de pattes à l'extrémité supérieure pour assurer la fixation du vérin principal. Le bras inférieur est une pièce en acier forgée par matriçage. Les deux bras sont articulés ensemble au moyen d'un boulon et tous les points pivots ont des paliers ou des bagues. L'extrémité supérieure de la contrefiche latérale est montée sur un arbre. L'ensemble est fixé à la poutre de fixation

mounting beam. To prevent the shaft from turning, a roll-pin is installed in the mounting block on the shaft head side, the roll-pin engaging with a mating hole in the shaft. To correctly position the uplock in relation with the gear uplock pin, the hole in the shaft is drilled on initial assembly of component parts. The uplock is mounted on the other end of the shaft, being secured by a bolt, washers, nut and cotter pin. A lubrication fitting, located at the upper end of the strut of the side stay assembly provides for lubrication of the upper bushes.

dans l'aile par les deux blocs de fixation, un à chaque extrémité de l'arbre, et deux boulons spéciaux (voir paragraphe 21) retiennent chaque bloc à la poutre de fixation. Pour éviter que l'arbre tourne, une goupille cylindrique, posée dans le bloc de fixation sur le côté de la tête de l'arbre, s'engage dans un trou correspondant dans l'arbre. Pour bien positionner le verrou de position rentrée par rapport à la goupille de verrou de position rentrée du train, le trou dans l'arbre est percé à l'assemblage initial des éléments. Le verrou de position rentrée est monté à l'autre extrémité de l'arbre et est fixé par un boulon, des rondelles, un écrou et une goupille fendue. Un graisseur, placé à l'extrémité supérieure du bras de la contrefiche latérale, assure le graissage des bagues supérieures.

23. The side stay is designed with an over-centre geometric lock provided. In the over-centre position, holes provided in the upper and lower struts align to permit the insertion of a ground safety locking pin which prevents inadvertent retraction of the gear.

23. La contrefiche latérale est munie d'un dispositif de verrouillage géométrique décentré. Dans la position au delà du centre, les trous dans les bras supérieur et inférieur s'alignent pour permettre l'insertion d'une goupille de sécurité au sol qui empêche la rentrée intempestive du train.

OPERATION OF SIDE STAY ASSEMBLY

24. When the landing gear is selected UP, the main wheel doors open and, when fully open, sequenced hydraulic pressure is directed to the main actuator to release the internal locks and to retract the main gears (see Figure 6-4-3). After release of the internal lock, a main gear actuator imparts torque to the side stay and this folds at the knuckle to permit and assist in retraction of the gear. As a main gear approaches the fully retracted position, the uplock engages to lock the gear up and, when locked up, sequenced hydraulic pressure closes the main wheel door behind the main gear.

FONCTIONNEMENT DE LA CONTREFICHE LATÉRALE

24. Lorsqu'on met le levier de train d'atterrissage sur UP, les trappes de train principal s'ouvrent. Une fois les trappes complètement ouvertes, la pression hydraulique est dirigée vers le vérin principal pour dégager les verrous internes et rentrer les atterrisseurs principaux (voir figure 6-4-3). Une fois le verrou interne dégagé, un vérin de train principal donne un mouvement de rotation à la contrefiche latérale qui se plie à l'articulation pour permettre et faciliter la rentrée du train. Quand un atterrisseur principal approche de la position complètement rentrée, le verrou de position rentrée s'engage pour verrouiller le train en position rentrée et, une fois le train rentré et verrouillé, la pression hydraulique ferme la trappe de train principal derrière le train principal.

25. The reverse action takes place on selection of the landing gear DOWN. After a main wheel door has opened, sequenced hydraulic pressure is directed to release the uplock; the main actuator, imparting torque to the side stay, unfolds the side stay and lowers the gear. When fully down, the gear is locked in this position by engagement of the actuator internal lock and sequenced hydraulic pressure is directed to the door actuator to close the main wheel door.

25. L'inverse se produit quand on met le levier de train sur DOWN. Une fois la trappe de train principal ouverte, la pression hydraulique dégage le verrou de position rentrée, le vérin principal imprime un mouvement de rotation à la contrefiche latérale, celle-ci se déplie et le train sort. Une fois le train complètement sorti, il est verrouillé dans cette position par l'engagement du verrou interne du vérin, et la pression hydraulique est envoyée au vérin de trappe pour fermer la trappe de train principal.

MAIN GEAR UPLOCK

26. A main gear uplock is a component part of each side stay assembly and provides the means of retaining a main gear in the retracted position (see Figure 6-4-5). Both port and starboard uplocks, apart from being handed, are identical. An uplock consists essentially of a pair of side plates, a pair of levers, a spring-box assembly and a pair of upper and lower lock links. The side plates, which are connected by a tube to form a bracket assembly, each have a slot cut in them to permit above- and below-centre movement of the spring-box assembly and lock links. A microswitch housing bracket is also provided on the bracket assembly.

27. The two levers are attached to, and pivot in, the bracket assembly. These levers, which form the jaws of the uplock, are interconnected at their upper and lower ends, through the medium of the spring-box, by the lock links. When the uplock is in the locked position, the lower lock links and the spring-box are positioned in the above-centre position, forming a spring-loaded geometric lock. When the uplock is released, the upper lock links and the spring-box assume a below-centre position, retaining the uplock in a spring-loaded geometric unlocked position.

28. Each upper lock link has an arm, the arm of one providing the means of releasing the uplock when operated by the uplock actuator, and the arm of the other upper lock link providing the means of actuating the microswitch. An uplock assembly is positioned on the mounting shaft of the side stay, retained in place by a bolt, washers, nut and cotter pin. The washers include two rubber washers, one under the head of the bolt, the other under the nut. A slotted hole in the tube of the bracket assembly, together with a small clearance between the securing bolt and mating holes, the total of which amounts to approximately 1.02 mm (0.040 in.), gives an uplock some degree of alignment when being engaged by the spigot of the gear.

OPERATION OF MAIN GEAR UPLOCK

29. On selection of the landing gear to UP, after the main wheel doors have opened to permit passage of the gears, sequenced hydraulic pressure causes the main gears to retract into the wings (see Figure 6-4-5). A gear side stay, under the action of the

VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL

26. Chaque contrefiche latérale comporte un verrou de position rentrée de train principal, lequel assure la retenue d'un atterrisseur en position rentrée (voir figure 6-4-5). Les deux verrous de position rentrée, gauche et droit, sont identiques à part leur orientation. Un verrou de position rentrée comprend essentiellement une paire de plaques latérales, une paire de leviers, une biellette à ressort et une paire de tringles de verrouillage inférieure et supérieure. Les plaques latérales, qui sont reliées par un tube pour former un support, ont chacune une fente permettant le mouvement en decà et au delà du centre de la biellette à ressort et des tringles de verrouillage. Le support comporte également une ferrure de logement de microcontact.

27. Les deux leviers sont fixés au support et pivotent dans ce dernier. Ces leviers, qui forment les mâchoires du verrou de position rentrée, sont reliés l'un à l'autre aux extrémités supérieure et inférieure, via la biellette à ressort, par les tringles de verrouillage. Quand le verrou de position rentrée est engagé, les tringles de verrouillage inférieures et la biellette à ressort sont en position au delà du centre. Quand le verrou de position rentrée est dégagé, les tringles de verrouillage supérieures et la biellette à ressort prennent la position en deçà du centre, ce qui retient le verrou de position rentrée en position de déverrouillage géométrique.

28. Chaque tringle de verrouillage supérieure comporte un bras. Le bras d'une des tringles permet le dégagement du verrou de position rentrée quand il est actionné par le vérin de verrou de position rentrée, alors que le bras de l'autre tringle permet d'actionner le microcontact. Un verrou de position rentrée est monté sur l'arbre de fixation de la contrefiche latérale et est retenu en place par un boulon, des rondelles, un écrou et une goupille fendue. Les deux rondelles sont en caoutchouc; une est placée sous la tête du boulon et l'autre sous l'écrou. Un trou cannelé dans le tube du support ainsi qu'un petit dégagement entre le boulon de fixation et les trous correspondants, le tout représentant un total d'environ 1.02 mm (0.040 po), donnent au verrou de position rentrée un alignement à quelques degrés près sur le doigt de l'atterrisseur.

FONCTIONNEMENT DU VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL

29. Lorsqu'on met le levier de train d'atterrissage sur UP après que les trappes de train principal ont été ouvertes pour permettre le passage du train, la pression hydraulique rentre les atterrisseurs principaux dans les ailes (voir figure 6-4-5). Une

main actuator, folds a pivot on the mounting shaft, while the uplock remains stationary at the end of the shaft. On entering the uplock jaws, the gear spigot contacts the lower lock links to force the lock links and spring-box assembly from the below-centre unlocked position to the above-centre locked position. This causes the two levers to snap around the spigot to lock the gear in the retracted position. Corresponding movement of the upper lock links causes the arm of one to operate the microswitch and the arm of the other to move, decreasing the gap between itself and the piston-rod of the uplock actuator.

contrefiche latérale de train, sous l'action du vérin principal, plie un pivot sur l'arbre de fixation alors que le verrou de position rentrée ne bouge pas à l'extrémité de l'arbre. Lorsqu'il pénètre dans les mâchoires du verrou de position rentrée, le doigt de l'atterrisseur fait contact avec les tringles de verrouillage inférieures et force celles-ci et la biellette à ressort à passer de la position déverrouillée en deçà du centre à la position verrouillée au delà du centre. Ceci force les deux leviers à s'encliqueter sur le doigt pour verrouiller le train en position rentrée. Le mouvement correspondant des tringles de verrouillage supérieures cause l'actionnement du microcontact par le bras d'une des tringles alors que l'autre bras se déplace et diminue l'intervalle qui le sépare de la tige du piston du vérin de verrou de position rentrée.

30. On selection of the landing gear to DOWN, the reverse action takes place. After the main wheel doors have opened to permit passage of the gears, sequenced hydraulic pressure is directed to the uplock actuators to release the uplocks, and to the main actuators to lower the gears. The piston of an uplock actuator, acting on the arm of the upper lock link, forces the lock links and spring-box assembly from the above-centre locked position to the below-centre unlocked position, and thereby opening the jaws of the uplock to release the gear spigot. The spring-loaded below-centre position of the upper lock links and the spring-box maintain the uplock in the released position. During the release of the uplock, corresponding movement of the other upper lock link actuates the microswitch.

30. Lorsqu'on met le levier de train d'atterrissage sur DOWN, l'inverse se produit. Une fois les trappes de train principal ouvertes pour laisser passer les atterrisseurs, la pression hydraulique est dirigée vers les vérins de verrou de position rentrée pour relâcher les verrous et vers les vérins principaux pour sortir les atterrisseurs. Le piston d'un vérin de verrou de position rentrée, agissant sur le bras de la tringle de verrouillage supérieure, force les tringles de verrouillage et la biellette à ressort de la position verrouillée au delà du centre à la position déverrouillée en deçà du centre, ouvrant ainsi les mâchoires de verrou de position rentrée pour dégager le doigt de l'atterrisseur. En position en deçà du centre, sous l'effet du ressort, les tringles de verrouillage supérieures et la biellette à ressort maintiennent le verrou de position rentrée à la position dégagée. Pendant le dégagement du verrou de position rentrée, le mouvement correspondant de l'autre tringle de verrouillage supérieure actionne le microcontact.

31. On release of the uplock, the gear actuator lowers the gear with the attendant unfolding of the side stay, the side stay pivoting on the shaft. When fully down, the main gear is locked in that position by the engagement of the main actuator internal lock.

31. Lorsque le verrou de position rentrée est dégagé, le vérin de train sort le train et déploie la contrefiche latérale qui pivote sur l'arbre. Quand le train principal est entièrement sorti, il est verrouillé dans cette position par l'engagement du verrou interne du vérin de train principal.

MAIN GEAR UPLOCK ACTUATOR

VÉRIN DE VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL

32. A main gear uplock actuator is a single-acting hydraulically operated unit, incorporating a spring return for the piston assemblies, and designed for operation by either the main or emergency hydraulic systems to release an uplock (see Figure 6-2-3). The unit consists essentially of a cylinder having two ports, one at the end and the other at the side of the cylinder. The cylinder houses two separate pistons and a return spring. The main (forward) piston

32. Le vérin de verrou de position rentrée de train principal est un dispositif hydraulique à simple effet, comprenant un ressort de rappel de piston, et conçu pour être commandé par le circuit hydraulique principal ou par le circuit de secours pour relâcher le verrou de position rentrée (voir figure 6-2-3). Le vérin est constitué essentiellement d'un cylindre à deux orifices, dont un est situé à l'extrémité du cylindre et l'autre sur le côté. Le cylindre loge deux pistons

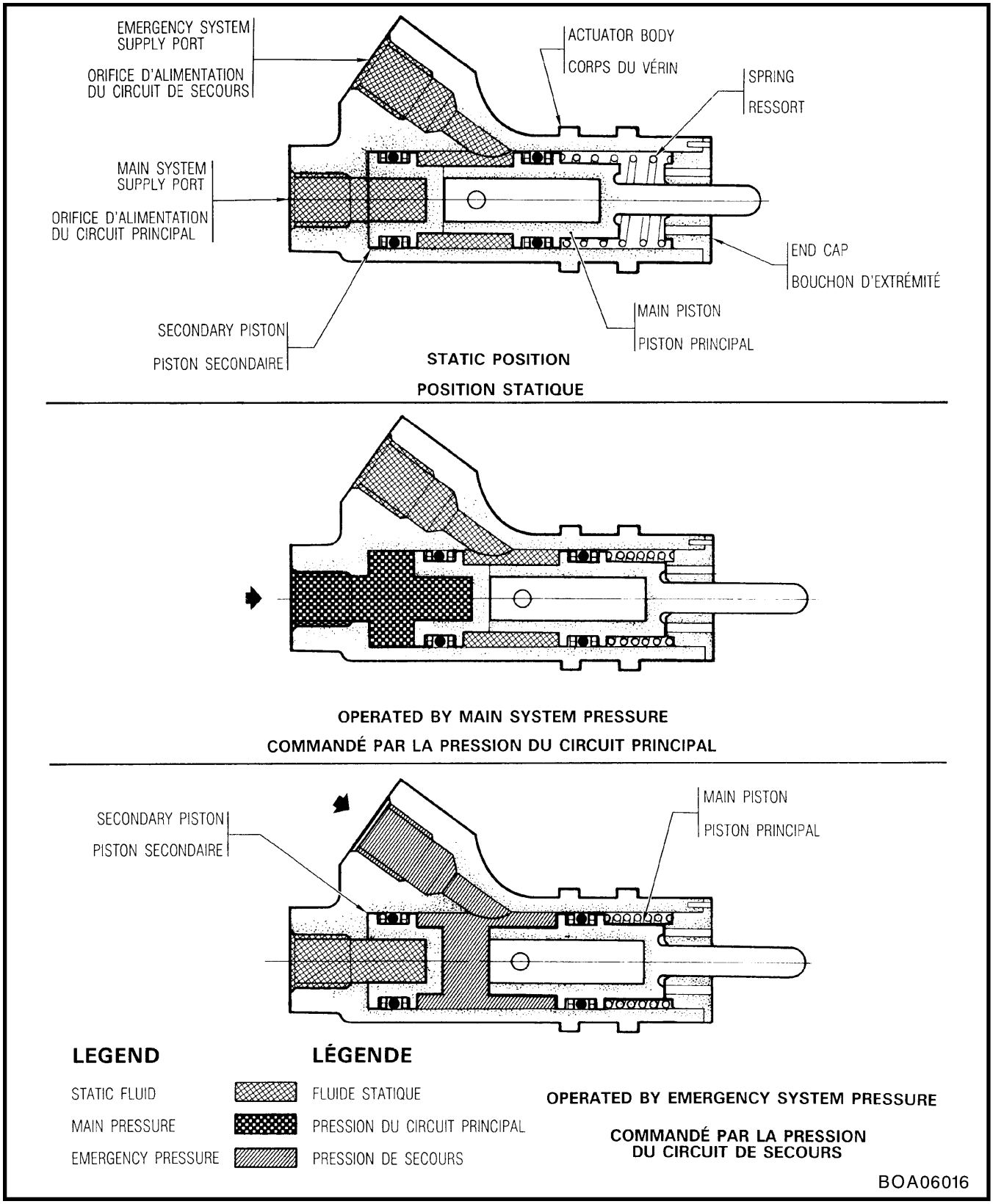


Figure 6-2-3 Uplock Actuator – Schematic
Figure 6-2-3 Vérin de verrou de position rentrée – schéma

assembly, which is operated by pressure fluid supplied through the side port, incorporates the piston-rod. The end port is the route for pressure fluid which acts on the secondary (aft) piston and, via this piston, on the forward piston. Sealing within the unit is accomplished by the use of O-rings and backup rings.

OPERATION OF MAIN GEAR UPLOCK ACTUATOR

33. On the application of normal hydraulic system pressure, pressure fluid is directed to the end port in the cylinder (see Figure 6-2-3). This fluid, acting on the rear face of the secondary piston, moves forward the piston and the main piston which abuts it. This forward movement compresses the return spring and brings the piston-rod into contact with the uplock release arm, causing the uplock to open. On release of hydraulic pressure, the return spring forces both piston assemblies to the fully retracted position, the fluid displaced being returned, via the selector valve, to the reservoir.

34. The application of emergency hydraulic pressure directs pressure fluid to the side port of the cylinder to act on the rear face of the main piston and the forward face of the secondary piston. This results in movement forward of the main piston only, with the resultant release of the uplock and compression of the return spring. With the release of hydraulic pressure, the return spring moves the main piston to its fully retracted position to bear against the secondary piston. Fluid displaced is returned, via the selector valve, to the reservoir.

MAIN GEAR DOORS

35. A door and a fairing, termed the main wheel door and leg door respectively, are installed on each wing to enclose the main gears, when retracted, within each respective wing. Both the main wheel door and the leg door are hinged to the wing, the latter also being attached to the leg (see Figure 6-4-7).

36. The main wheel door is actuated by a double-acting hydraulically operated actuator, through a door link (see Paragraphs 58 and 59). The door, when closed, is retained by an uplock (see Paragraphs 51 to 54) and, during the final stage of closing, actuates the door latch mechanism. This mechanism engages and locks the leg door when the gear is retracted. When the main wheel door is open,

distincts et un ressort de rappel. Le piston principal (avant), actionné par le fluide sous pression provenant de l'orifice latéral, comporte une tige de piston. L'orifice d'extrémité assure l'arrivée du fluide sous pression agissant sur le piston secondaire (arrière) et, via ce dernier, sur le piston avant. L'étanchéité du dispositif est assurée par des joints toriques et des rondelles d'appui.

FONCTIONNEMENT DU VÉRIN DE VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL

33. Lorsque la pression normale du circuit hydraulique est appliquée, le fluide sous pression est envoyé à l'orifice d'extrémité du cylindre (voir figure 6-2-3). Ce fluide, en agissant sur la face arrière du piston secondaire, déplace vers l'avant le piston secondaire ainsi que le piston principal qui bute contre lui. Ce mouvement vers l'avant comprime le ressort de rappel et amène la tige de piston en contact avec le bras de dégagement de verrou de position rentrée, ce qui provoque le dégagement du verrou. Lorsque la pression hydraulique est relâchée, le ressort rappelle les deux pistons en position complètement rentrée et le fluide déplacé est retourné, via le robinet sélecteur, vers le réservoir.

34. L'application de la pression hydraulique de secours envoie le fluide sous pression vers l'orifice latéral du cylindre pour agir sur la face arrière du piston principal et sur la face avant du piston secondaire. Ceci entraîne un mouvement vers l'avant du piston principal seulement, avec comme résultat le dégagement du verrou de position rentrée et la compression du ressort de rappel. Au relâchement de la pression hydraulique, le ressort de rappel amène le piston principal en position complètement rentrée de façon qu'il appuie contre le piston secondaire. Le fluide déplacé est retourné, via le robinet sélecteur, vers le réservoir.

TRAPPES DE TRAIN PRINCIPAL

35. Une trappe et un carénage, appelées trappe de train principal et trappe de jambe respectivement, sont montés dans les ailes pour y loger les atterrisseurs principaux lorsqu'ils sont rentrés. La trappe de train principal et la trappe de jambe sont toutes deux articulées sur l'aile, la dernière étant également fixée à la jambe (voir figure 6-4-7).

36. La trappe de train principal est actionnée par un vérin hydraulique à double effet, via une tringle de trappe (voir paragraphes 58 et 59). Quand elle est fermée, la trappe est retenue par un verrou de trappe fermée (voir paragraphes 51 à 54) et, pendant l'étape finale de fermeture, elle actionne le mécanisme de verrouillage de trappe. Le mécanisme engage et verrouille la trappe de jambe quand le train est rentré.

a spring-pot located between the door and the door link loads the door in the open position. The leg door, being attached to the leg as well as to the wing, moves with the leg and is engaged and locked when closed by the latch mechanism.

37. A door ground service switch, located in the LH main gear bay, enables the main wheel doors of both gears to be opened to facilitate routine maintenance.

OPERATION OF MAIN GEAR DOORS

38. On selecting landing gear UP, electrical power is applied to the main gear door selector valve which directs pressure fluid to the door uplocks to release the uplocks and to the door actuators to open the main wheel doors (see Figure 6-4-7 and Section 1 for detailed hydraulic/electrical operation). The initial movement of the door releases the latch mechanism and, during the final straightening of the door link, the door down microswitch is activated. The actuation of both door down microswitches applies electrical power to the up side of the landing gear selector valve to retract all three gears. As all three gears lock up and actuate the respective gear up microswitches, in addition to indication being given, electrical power is applied to the up side of the main gear door selector valve to close the main wheel doors. The door links, under the action of the door actuators, progressively fold until the doors lock up. As a door engages with the uplock, a roller on the door actuates a latch mechanism, compressing the latch mechanism return spring, causing the latch hook to engage with the spigot on the leg door, drawing and locking the door in the up position.

39. On selecting landing gear DOWN, the reverse sequence of events takes place. Sequenced electrical power is applied to the down side of the main gear door selector valve to direct pressure fluid to the door uplock actuators to release the uplocks and to the door actuators to open the main wheel doors. The initial movement of a door disengages the latch mechanism which, under the action of the return spring, comes out of engagement with the leg door spigot. During the final stage of door link straightening, the door down microswitch is actuated and the actuation of both door down microswitches

Lorsque la trappe de train principal est ouverte, une biellette à ressort, située entre la trappe et la tringle de trappe, force la trappe en position ouverte. La trappe de jambe, fixée à la jambe ainsi qu'à l'aile, se déplace avec la jambe et est engagée et verrouillée lorsqu'elle est fermée par le mécanisme de verrouillage.

37. Un interrupteur d'entretien au sol de trappe, situé dans le logement de train principal gauche, permet l'ouverture des deux trappes de train principal pour faciliter l'entretien courant.

FONCTIONNEMENT DES TRAPPES DE TRAIN PRINCIPAL

38. Lorsqu'on met le levier de train d'atterrissage sur UP, l'alimentation électrique est appliquée au robinet sélecteur de trappe de train principal qui envoie le fluide sous pression vers les verrous de trappe fermée pour les dégager et vers les vérins de trappe pour ouvrir les trappes de train principal (voir figure 6-4-7 et Section 1 pour le fonctionnement détaillé des circuits hydraulique et électrique). Le mouvement initial de la trappe dégage le mécanisme de verrouillage et, pendant le redressement final de la tringle de trappe, le microcontact d'ouverture de trappe est actionné. L'actionnement des deux microcontacts d'ouverture de trappe applique l'alimentation électrique au côté rentrée du robinet sélecteur de train d'atterrissage afin de rentrer les trois atterrisseurs. Quand les trois atterrisseurs sont verrouillés et actionnent leurs microcontacts de train rentré respectifs, un signal est donné d'une part, et d'autre part l'alimentation électrique est appliquée au côté rentrée du robinet sélecteur de trappe de train principal pour fermer ces trappes. Les tringles de trappe, sous l'action des vérins de trappe, se replient progressivement jusqu'à ce que les trappes soient verrouillées. Lorsqu'une trappe s'engage sur le verrou de trappe fermée, un galet sur la trappe actionne un mécanisme de verrouillage et comprime le ressort de rappel de celui-ci, engageant ainsi le crochet de verrouillage sur le doigt de la trappe de jambe, ce qui tire et verrouille la trappe en position fermée.

39. Quand on met le levier de train d'atterrissage sur DOWN, l'inverse se produit. L'alimentation électrique est appliquée au côté sortie du robinet sélecteur de trappe de train principal pour envoyer le fluide sous pression aux vérins de verrou de trappe fermée afin de dégager ces verrous, ainsi qu'aux vérins de trappe pour ouvrir les trappes de train principal. Le mouvement initial d'une trappe dégage le mécanisme de verrouillage qui, sous l'action du ressort de rappel, se dégage du doigt de la trappe de jambe. Pendant l'étape finale de redressement de la tringle de trappe, le microcontact d'ouverture de

applies electrical power to the down side of the landing gear selector valve. Pressure fluid is directed by the valve to release the gear uplocks and to lower the gears. As all three gears lock down and actuate the down microswitches, in addition to indication of this being given, electrical power is applied to the up side of the main gear door selector valve to close the main wheel doors. The main wheel doors close as described in Paragraph 38, except that movement of the latch mechanisms cannot lock the leg doors, the gear being down.

trappe est actionné, et l'actionnement des deux microcontacts d'ouverture de trappe applique l'alimentation électrique au côté sortie du robinet sélecteur de train d'atterrissage. Le robinet dirige le fluide sous pression de façon à dégager les verrous de position rentrée de train et à sortir les atterrisseurs. Quand les trois atterrisseurs sont sortis et verrouillés et qu'ils actionnent microcontacts de position sortie, un signal est donné d'une part, et d'autre part l'alimentation électrique est appliquée au côté rentrée du robinet sélecteur de trappe de train principal pour fermer les trappes de train principal. Ces dernières se ferment tel qu'indiqué au paragraphe 38, sauf que le mouvement des mécanismes de verrouillage ne permet pas de verrouiller les trappes de jambe, les trains étant sortis.

DOOR LATCH MECHANISM

40. A door latch mechanism is installed between WS 55.67 and WS 71.03 on the main spar of each wing, and provides the means of locking the leg doors in the closed position (see Figure 6-4-7). The mechanism consists essentially of a drive fork assembly mounted on a stud bolt at WS 55.67, a latch hook assembly similarly mounted at WS 71.03, a spring-loaded push-rod which connects the two assemblies, and a stop.

MÉCANISME DE VERROUILLAGE DE TRAPPE

40. Un mécanisme de verrouillage de trappe, monté entre WS 55.67 et WS 71.03 sur le longeron principal de chaque aile, permet de verrouiller les trappes de jambe en position fermée (voir figure 6-4-7). Le mécanisme comprend essentiellement une fourche d'entraînement montée sur un goujon à WS 55.67, un crochet de verrouillage monté de la même façon à WS 71.03, une biellette à ressort reliant les deux, et une butée.

OPERATION OF DOOR LATCH MECHANISM

41. In the normal (unlocked) position, the drive fork is held against the stop by the action of the return spring of the push-rod. During the final stage of main wheel door closure, the door uplock pin engages with the door uplock. At the same time, a roller on the door enters the jaws of the drive fork. The final movement of the door to the closed position, apart from tripping and so engaging the door uplock, also moves the drive fork from the spring-loaded unlocked to the locked position. This movement causes the interconnected latch hook to engage with the spigot on the leg door, locking the door up.

42. The reverse action takes place when the main wheel door opens. On release of the door uplock and the initial movement down of the door, the door roller rotates the drive fork to the unlocked position, assisted by the action of the push-rod return spring, in doing so releasing the latch hook from the spigot. When released, the spring holds the drive fork against the stop.

FONCTIONNEMENT DU MÉCANISME DE VERROUILLAGE DES TRAPPES

41. En position normale (déverrouillée), la fourche d'entraînement est maintenue contre la butée par l'action du ressort de rappel de la tringle de commande. Pendant l'étape finale de la fermeture de la trappe de train principal, la goupille de verrou de trappe fermée s'engage dans le verrou. En même temps, un galet monté sur la trappe pénètre dans les mâchoires de la fourche d'entraînement. Le mouvement final de fermeture de la trappe, en plus de déclencher et d'engager le verrou de trappe fermée, déplace la fourche d'entraînement de la position déverrouillée à la position verrouillée sous l'effet du ressort. Ce mouvement fait s'engager le crochet de verrouillage solidaire sur le doigt de la trappe de jambe et verrouille celle-ci en position fermée.

42. Quand la trappe de train principal s'ouvre, l'inverse se produit. Au dégagement du verrou de trappe rentrée et au mouvement initial d'ouverture de la trappe, le galet de la trappe fait pivoter la fourche d'entraînement en position déverrouillée, avec l'aide du ressort de rappel de la biellette, dégageant ainsi le crochet de verrouillage du doigt. Une fois le doigt dégagé, le ressort retient la fourche d'entraînement contre la butée.

MAIN WHEEL DOORS

43. A main wheel door is installed on each wing, attached by two hinges at WS 31.30 (see Figures 6-4-6 and 6-4-7). Main wheel doors consist of a magnesium alloy casting, an aluminum clad alloy (clad one side only) skin and two aluminum alloy forged hinges. Each hinge is secured to the door casting by four bolts, two screws, washers and nuts, with laminated aluminum shims located between mating faces of each hinge and the casting.

44. The main landing gear door is provided with several means of adjustment to obtain proper alignment and clearances. It should be noted that the actuating and locking mechanisms are mounted on the forward edge of the door and, in order to ensure that the door remains tightly closed during flight, a 4.76 mm (3/16 in.) twist is built in during the rigging procedure. This twist is accomplished by allowing the machined surface on the door frame casting to contact a stop bracket on the rear spar prior to complete closure of the forward edge of the door. The amount of twist may be adjusted by the removal or addition of shims under the appropriate hinge bracket.

45. Provision is made on a door for the attachment of the door link and spring-pot. An eccentric pin and a roller are provided, the eccentric pin engaging the door with the door uplock and the roller, mounted on a pin, actuating the latch mechanism.

46. Each hinge has a bearing and is secured to brackets on the wing structure by a bolt, washer, nut and cotter pin. A washer, and shims as required, are located between each side of the hinge bearing and the bracket at the aft hinge. The door is bonded to the structure at this hinge by means of a jumper cable. To prevent the entry of dirt and other foreign matter, plug buttons are installed in the access holes in doors.

47. On emergency lowering of the landing gear, no sequencing occurs and the doors open and gears lower simultaneously. On such occasions, the gear legs foul the main wheel doors. To cater for this condition, a 152.4 mm (6 in.) diameter by 3.175 mm (1/8 in.) thick synthetic rubber pad is cemented to the door at the point of contact.

TRAPPES DE TRAIN PRINCIPAL

43. Une trappe de train principal est fixée sur chaque aile au moyen de deux charnières à WS 31.30 (voir figures 6-4-6 et 6-4-7). Les trappes de train principal sont des pièces coulées en alliage de magnésium avec un revêtement en alliage d'aluminium plaqué (placage d'un côté seulement) munies de deux charnières forgées en alliage d'aluminium. Chaque charnière est fixée à la pièce coulée de trappe par quatre boulons, deux vis, des rondelles et des écrous. Des cales lamellées en aluminium sont posées entre les faces correspondantes de chaque pièce coulée et de sa charnière.

44. La trappe de train d'atterrissage principal se règle de plusieurs façons pour assurer l'alignement et les dégagements appropriés. Il faut noter que les mécanismes de manoeuvre et de verrouillage sont montés sur le bord avant de la trappe et, pour assurer que la trappe reste bien fermée durant le vol, une rotation de 4.76 mm (3/16 po) est prévue dans le réglage. On obtient cette rotation en laissant la surface usinée de la pièce coulée du cadre de la trappe entrer en contact avec une ferrure de butée sur le longeron arrière, avant la fermeture complète du bord avant de la trappe. L'amplitude du mouvement de rotation peut être réglée par le retrait ou l'addition de cales sous la ferrure de charnière appropriée.

45. La trappe comporte un dispositif de fixation pour la tringle de trappe et la biellette à ressort. Un axe excentrique et un galet sont prévus à cet effet. L'axe excentrique engage la trappe dans le verrou de trappe fermée, et le galet, monté sur un axe, actionne le mécanisme de verrouillage.

46. Chaque charnière comporte un palier et est fixée à des ferrures sur la structure de l'aile au moyen d'un boulon, d'une rondelle, d'un écrou et d'une goupille fendue. Une rondelle, et des cales selon les besoins, se trouvent entre chaque côté du palier de la charnière et la ferrure, à la charnière arrière. Au niveau de cette charnière, la trappe est reliée à la structure par un cavalier. Pour empêcher l'entrée des poussières et des corps étrangers, des bouchons obturent les trous d'accès dans les trappes.

47. Lors de la sortie d'urgence du train d'atterrissage, il n'y a pas de séquence des opérations, les trappes s'ouvrant et les atterrisseurs sortant simultanément. Dans ce cas, les jambes de train entrent en contact avec les trappes de train principal. Pour tenir compte de cette situation, un tampon de caoutchouc synthétique de 152.4 mm (6 po) de diamètre sur 3.175 mm (1/8 po) d'épaisseur est collé à la porte au point de contact.

LEG DOORS

48. A fairing, termed the leg door, is installed on each wing. The door is hinged to the hinge beam which is located adjacent to WS 88.55, between the main spar and the landing gear diaphragm, and is also attached to the leg by an adjustable link (see Figure 6-4-8). The door has an inner and outer skin and is manufactured of aluminum clad alloy. It is provided with a bracket and hinge assembly which, when the gear retracts, is engaged and locked by the latching mechanism which is actuated by closure of the main wheel door. A steel retainer, secured by a screw, is installed on the spigot to ensure positive retention of the door in the locked up position. A rubber block, secured in a bracket at the mid position of the door trailing edge, is provided to form a cushion between the door and the leg.

MAIN WHEEL DOOR ACTUATOR

49. A main wheel door actuator is a double-acting hydraulically operated unit designed to close and open a main wheel door. Apart from the orientation of the down ports, both port and starboard gear door actuators are identical. An actuator consists of an oil-tight cylinder, utilizing O-rings and backup rings for sealing, and houses a piston-rod assembly. The cylinder has a port at each end and incorporates an integral shuttle at the retraction port to permit retraction of actuator by either the main or emergency hydraulic systems.

50. For further information pertaining to the main wheel door actuator, see C-13-502-000/MS-000.

MAIN WHEEL DOOR UPLOCK

51. An uplock is provided in each wing to retain the main wheel door in the closed position. An uplock is secured by the pivot pin to the lower end of a bracket located on the main spar at WS 52.65, by means of a bolt, washers, nut and cotter pin. The washers include two made of rubber, one being located under the nut and the other under the head of the bolt. The mounting hole in the bracket is slotted to permit a small degree of alignment of uplock with door pin, the movement of the retaining bolt in the slotted hole being approximately 1.78 mm (0.07 in.).

52. In most respects, the uplock is the same as the main gear uplock described in Paragraphs 26 to 28. An uplock consists essentially of a pair of side

TRAPPES DE JAMBE

48. Un carénage, appelé trappe de jambe, est monté sur chaque aile. La trappe est articulée à la poutre de charnière située à côté de WS 88.55, entre le longeron principal et la cloison du train d'atterrissage, et est également fixée à la jambe par une tringle réglable (voir figure 6-4-8). La trappe est fabriquée en alliage d'aluminium plaqué et porte un revêtement intérieur et un revêtement extérieur. Elle comprend un bloc ferrure et charnière qui, lorsque le train rentre, est engagé et verrouillé par un mécanisme de verrouillage actionné par la fermeture de la trappe de train principal. Une pièce de retenue en acier, fixée par une vis, est posée sur le doigt pour assurer une bonne retenue de la trappe en position fermée verrouillée. Un bloc de caoutchouc, fixé à une ferrure à mi-chemin sur le bord de fuite de la trappe, sert de coussin entre la trappe et la jambe.

VÉRIN DE TRAPPE DE TRAIN PRINCIPAL

49. Le vérin de trappe de train principal est un dispositif hydraulique à double effet conçu pour fermer et ouvrir la trappe de train principal. À part l'orientation des orifices d'ouverture, les deux vérins de trappe de train gauche et droit sont identiques. Le vérin est constitué d'un cylindre étanche à l'huile muni de joints toriques et de rondelles d'appui pour l'étanchéité, et loge un piston et sa tige. Le cylindre comporte un orifice à chaque extrémité et une navette intégrée à l'orifice de fermeture, pour permettre la rentrée du vérin par le circuit hydraulique principal ou par le circuit hydraulique de secours.

50. Pour plus de renseignements sur le vérin de trappe de train principal, voir C-13-502-000/MS-000.

VERROU DE TRAPPE FERMÉE DE TRAIN PRINCIPAL

51. Chaque aile comporte un verrou de trappe fermée pour la retenue de la trappe de train principal en position fermée. Le verrou de trappe fermée est fixé, par l'axe pivot, à l'extrémité inférieure d'une ferrure située sur le longeron principal à WS 52.65, au moyen d'un boulon, de rondelles, d'un écrou et d'une goupille fendue. Les deux rondelles sont en caoutchouc, l'une se trouvant sous l'écrou et l'autre sous la tête du boulon. Le trou de fixation dans la ferrure est cannelé pour permettre un alignement à quelques degrés près du verrou de trappe fermée avec l'axe de la trappe. Le mouvement du boulon de retenue dans le trou cannelé est d'environ 1.78 mm (0.07 po).

52. À presque tous les points de vue, le verrou de trappe fermée est identique au verrou de position rentrée de train principal décrits aux paragraphes 26

plates, a pivot pin, two levers, a spring-box and a pair of upper and lower lock links. Slots cut in the two side plates permit above- and below-centre movement of the spring-box and lock links during the locking and release of the uplock. A microswitch housing bracket is also provided and is attached to the side plates.

à 28. Le verrou de trappe fermée comprend essentiellement une paire de plaques latérales, un axe pivot, deux leviers, une biellette à ressort et une paire de tringles de verrouillage inférieure et supérieure. Des fentes dans les deux plaques latérales permettent le mouvement au delà et au deçà du centre de la biellette à ressort et des tringles de verrouillage pendant l'engagement et le dégagement du verrou de trappe fermée. Une ferrure de logement de microcontact est également prévue et fixée aux plaques latérales.

53. The two levers are attached to and pivot between the side plates. These levers, which form the jaws of the uplock, are interconnected at their upper and lower ends, through the medium of the spring-box, by the lock links. When the uplock is in the locked position, the lower lock links and spring-box are positioned in the above-centre position, forming a spring-loaded geometric lock. When the uplock is released, the upper lock links and spring-box assume the below-centre position, retaining the uplock in a spring-loaded unlocked position.

53. Les deux leviers sont fixés aux plaques latérales et pivotent entre ces dernières. Ces leviers, qui forment les mâchoires du verrou de trappe fermée, sont reliés l'un à l'autre aux extrémités supérieure et inférieure, via la biellette à ressort, par les tringles de verrouillage. Quand le verrou de trappe fermée est en position verrouillée, les tringles de verrouillage inférieures et la biellette à ressort sont positionnées au delà du centre, formant ainsi un verrouillage géométrique décentré à rappel. Quand le verrou de trappe fermée est dégagé, les tringles de verrouillage supérieures et la biellette à ressort passent en position en deçà du centre, rappelant ainsi le verrou de trappe fermée en position déverrouillée.

54. Each upper lock link has an arm, the arm of one providing the means of releasing the uplock when operated by the uplock actuator and the arm of the other providing the means of actuating the microswitch.

54. Chaque tringle de verrouillage supérieure comporte un bras. Le bras d'une des tringles permet le dégagement du verrou de trappe fermée quand il est actionné par le vérin de verrou de trappe fermée, alors que le bras de l'autre tringle permet d'actionner le microcontact.

OPERATION OF MAIN WHEEL DOOR UPLOCK

55. The design of the main gear and main wheel door uplocks is in general the same; the differences are due to the different methods of mounting the two uplocks. This does not affect their operation. For operation of a main wheel door uplock, see Paragraphs 29 to 31 and Figure 6-4-5.

FONCTIONNEMENT DU VERROU DE TRAPPE FERMÉE DE TRAIN PRINCIPAL

55. La conception du verrou de trappe fermée et du verrou de position rentrée de train principal est essentiellement la même, les différences étant dues aux méthodes de fixation utilisées pour chacun d'eux. Ceci n'affecte pas le fonctionnement. Pour le fonctionnement du verrou de trappe fermée de train principal, voir paragraphes 29 à 31 et figure 6-4-5.

MAIN WHEEL DOOR UPLOCK ACTUATOR

56. A main wheel door uplock actuator functions to release the uplock which retains a main wheel door in the retracted position (see Figure 6-2-3). The actuator is a single-acting hydraulically operated unit of the same basic design as the main gear uplock actuator (see Paragraphs 32 to 34). A clearance of at

VÉRIN DE VERROU DE TRAPPE FERMÉE DE TRAIN PRINCIPAL

56. Le vérin de verrou de trappe fermée de train principal permet de dégager le verrou de trappe fermée qui retient la trappe de train principal en position fermée (voir figure 6-2-3). Le vérin est un dispositif hydraulique à simple effet de conception essentiellement semblable à celle du vérin de verrou

least 0.508 mm (0.020 in.) shall exist between the upper lock link of the uplock, when closed, and the actuator piston-rod.

MAIN GEAR DOOR SELECTOR VALVE

57. The main gear door selector valve is a three-position four-way solenoid-operated unit, which distributes high pressure fluid from the hydraulic power system to the down side of the main wheel door uplock actuators and to the down or up side of the main wheel door actuators, according to the selection made. The spool type valve, located at FS 277.75, is of the same type as the landing gear selector valve described in Section 1. For further information pertaining to the main gear door selector valve, see C-13-722-000/MS-000.

DOOR LINK

58. A main wheel door link consists of two levers joined together to form a hinge between the door and door actuator (see Figure 6-4-10). A spring-pot, attached to the door and to the lower end of the lower lever, is provided to assist in the final stage of door opening and to load the door in the open position. Both the upper and the lower levers which make up a link are aluminum alloy forgings. The upper link, which is handed, has an arm to which the door actuator is attached. A microswitch-operating cam is also provided at its upper end. The lower link is interchangeable and has a lug provided for attachment of the spring-pot.

59. The link is attached at its upper end by a lockwired bolt to a bracket on the main spar at WS 43.06 and at its lower end by a pin and washer to the door. The pin is locked to the door by a screw, washer and nut. The spring-pot is attached to the door by a washer and cotter pin and to the link by a pin, washer and cotter pin.

OPERATION OF DOOR LINK

60. On selection of landing gear UP or DOWN, sequenced hydraulic pressure is directed to release the door uplocks and to retract the door actuators to open the doors. After release of the uplock, the door actuator retracts and straightens the door link,

de position rentrée de train principal (voir paragraphes 32 à 34). Il doit y avoir un dégagement d'au moins 0.508 mm (0.020 po) entre la tringle de verrouillage supérieure du verrou, en position de fermeture, et la tige de piston du vérin.

ROBINET SÉLECTEUR DE TRAPPE DE TRAIN PRINCIPAL

57. Le robinet sélecteur de trappe de train principal est un élément à quatre voies et trois positions, commandé par solénoïde, servant à distribuer le fluide haute pression provenant du circuit d'alimentation hydraulique au côté ouverture des vérins de verrou de trappe fermée de train principal et au côté ouverture ou fermeture des vérins de trappe fermée de train principal selon la sélection effectuée. Ce robinet distributeur à tiroir, situé à FS 277.75, est du même type que le robinet sélecteur de train d'atterrissage décrit à la Section 1. Pour plus de renseignements sur le robinet sélecteur de trappe de train principal, voir C-13-722-000/MS-000.

TRINGLE DE TRAPPE

58. La tringle de trappe de train principal est constituée de deux leviers joints de façon à former une articulation entre la trappe et le vérin de trappe (voir figure 6-4-10). Une biellette à ressort, fixée à la trappe et à l'extrémité inférieure du levier inférieur, facilite l'étape finale d'ouverture de la trappe et force la trappe en position ouverte. Les leviers supérieur et inférieur constituant la tringle sont des pièces forgées en alliage d'aluminium. La tringle supérieure, qui est orientée pour la droite ou la gauche, comporte un bras auquel le vérin de trappe est fixé. Une came de manoeuvre de microcontact est également prévue à l'extrémité supérieure. La tringle inférieure est interchangeable et est munie d'une patte pour la fixation de la biellette à ressort.

59. L'extrémité supérieure de la tringle est fixée, par un boulon freiné au fil, à une ferrure sur le longeron principal à WS 43.06, et l'extrémité inférieure est fixée à la trappe par une goupille et une rondelle. La goupille est verrouillée à la trappe au moyen d'une vis, d'une rondelle et d'un écrou. La biellette à ressort est fixée à la trappe par une rondelle et une goupille fendue et à la tringle par une goupille, une rondelle et une goupille fendue.

FONCTIONNEMENT DE LA TRINGLE DE TRAPPE

60. Lorsqu'on met le levier de train d'atterrissage sur UP ou sur DOWN, la pression hydraulique est dirigée de façon à dégager les verrous de trappe fermée et à rentrer les vérins de trappe pour ouvrir ces dernières. Après le dégagement du verrou de

assisted in the final stage by the door spring-pot. During this final stage of door opening, the cam at the upper end of the link actuates the microswitch. After the gear has lowered or retracted, sequenced hydraulic pressure is directed to extend the door actuators to close the doors. Extension of an actuator folds the door link of the door until the door engages the uplock, the initial folding of the link actuating the microswitch.

trappe fermée, le vérin de trappe rentre et redresse la tringle de trappe, avec l'aide de la biellette de ressort à l'étape finale. Pendant cette étape finale d'ouverture de la trappe, la came à l'extrémité supérieure de la tringle actionne un microcontact. Une fois le train sorti ou rentré, la pression hydraulique est dirigée de façon à sortir les vérins de trappe pour fermer ces dernières. La sortie du vérin replie la tringle de trappe jusqu'à ce que la trappe s'engage dans le verrou de trappe fermée, le repliage initial de la tringle actionnant le microcontact.

BRAKE SYSTEM

GENERAL

61. The main gear wheels are equipped with hydraulically operated disc brakes controlled by brake pedals incorporated in the LH and RH rudder pedal assemblies (see Figures 6-2-4 and 6-2-5). The brake hydraulic system is independent of the aircraft hydraulic system and consists essentially of a small hydraulic reservoir, four brake master cylinders, two transfer and two parking valves, and the necessary plumbing, including swivel joints. The fluid used in the brake system is the same (see Figure 1-2, Item 14) as that used in the aircraft hydraulic system.

62. The reservoir, located on a bracket at FS 217 just aft of the upper part of the RH seat, supplies fluid to the four brake master cylinders, each connected to and operated by one of the four brake pedals. The master cylinders operated by the student and instructor LH brake pedals connect to one of the transfer valves, while the master cylinders operated by the student and instructor RH brake pedals connect to the other transfer valve. The transfer valves provide the means of isolating the operation of the brakes at one position from the other position.

63. A parking brake is provided at the LH side of the LH seat enabling pressure fluid supplied by operation of the brake pedals at either position to be trapped, thereby maintaining pressure at the brakes for parking.

COMPONENT LOCATIONS

64. For location of the main components of the brake hydraulic system, see Figure 6-2-6.

CIRCUIT DE FREINAGE

GÉNÉRALITÉS

61. Les roues du train principal sont équipées de freins à disque hydrauliques, commandés par des pédales de frein incorporées aux palonniers de droite et de gauche (voir figures 6-2-4 et 6-2-5). Le circuit de freinage hydraulique est indépendant du circuit hydraulique de l'avion et comprend essentiellement un petit réservoir hydraulique, quatre maîtres-cylindres de frein, deux robinets de transfert et deux robinets de frein de parc ainsi que la tuyauterie nécessaire, y compris des joints articulés. Le fluide utilisé dans le circuit de freinage est le même (voir figure 1-2, article 14) que celui qu'utilise le circuit hydraulique de l'avion.

62. Le réservoir est monté sur un support, à FS 217, juste derrière la partie supérieure du siège de l'instructeur, et fournit le fluide aux quatre maîtres-cylindres de frein dont chacun est relié à l'une des quatre pédales de frein et commandé par elle. Les maîtres-cylindres commandés par les pédales de frein gauches de l'élève et de l'instructeur sont reliés à l'un des deux robinets de transfert, alors que les maîtres-cylindres commandés par les pédales de droite sont reliés à l'autre robinet de transfert. Les robinets de transfert permettent d'isoler le fonctionnement des freins d'un poste par rapport à l'autre.

63. Un frein de parc, monté du côté gauche du siège de gauche, emprisonne le fluide sous pression poussé par la manoeuvre des pédales de frein à l'un ou l'autre des postes, ce qui permet de maintenir la pression aux freins pour le stationnement.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

64. Pour l'emplacement des principaux éléments du circuit hydraulique de freinage, voir figure 6-2-6.

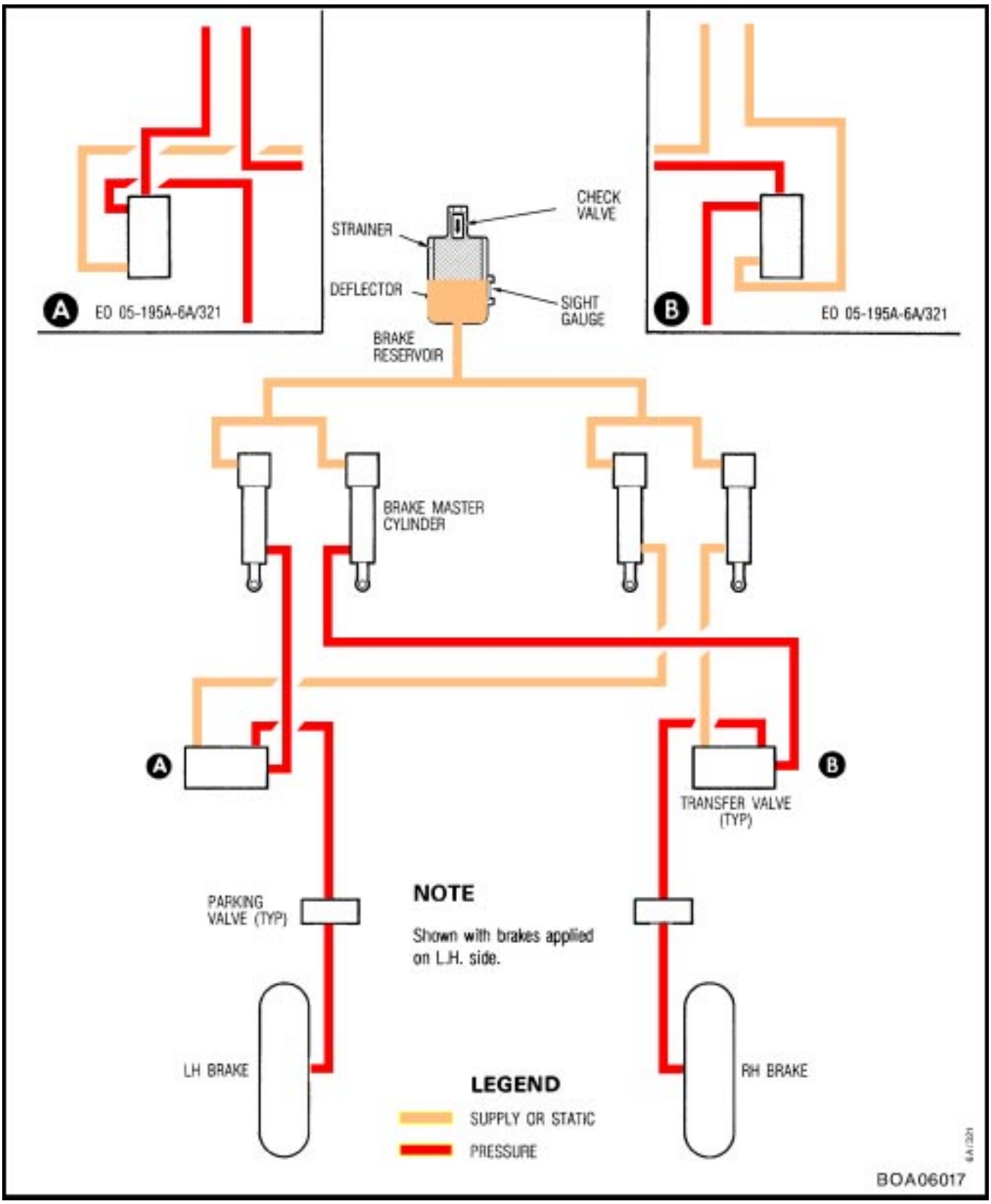


Figure 6-2-4 Brake Hydraulic System – Schematic

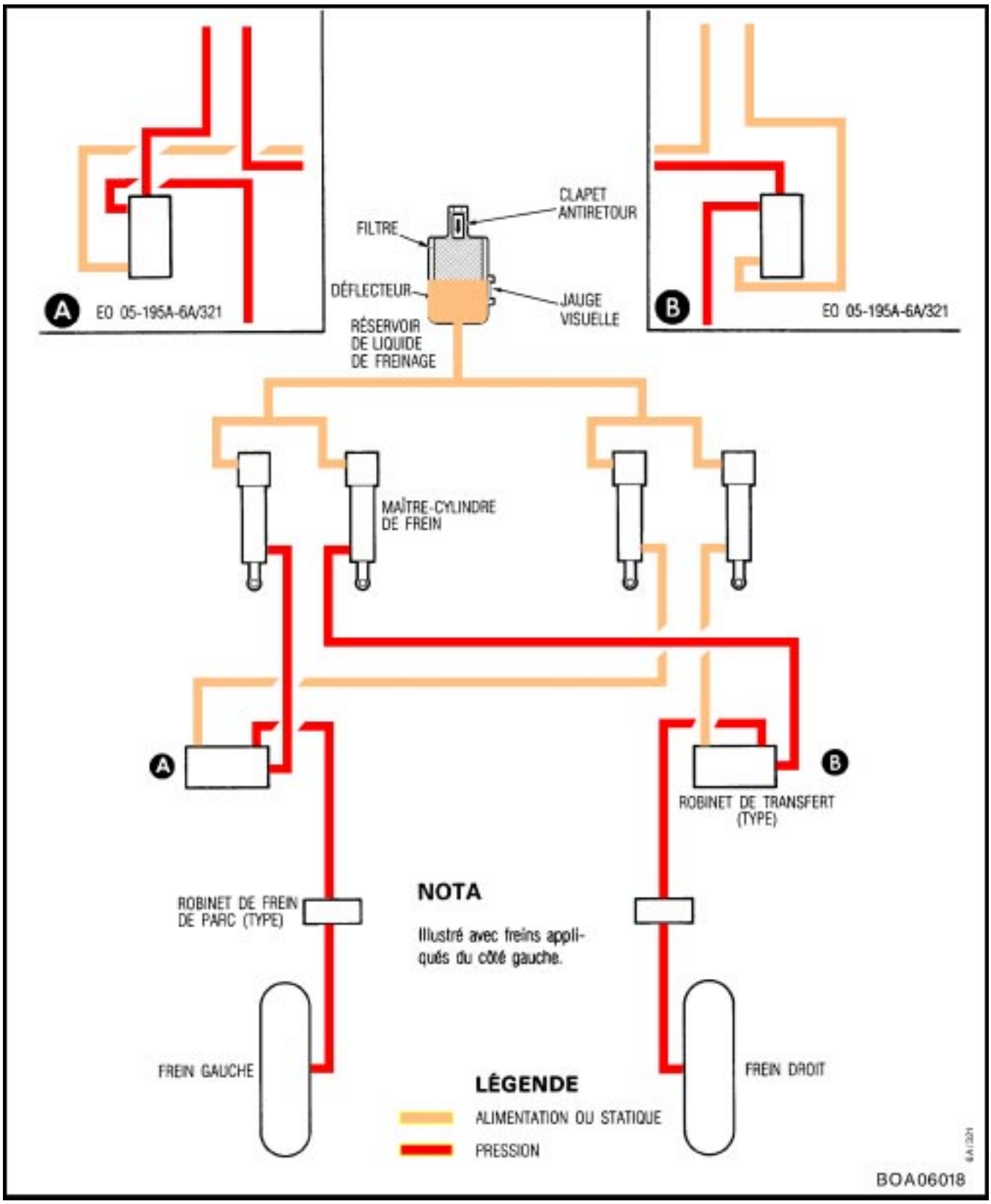


Figure 6-2-4 Circuit hydraulique de freinage – schéma

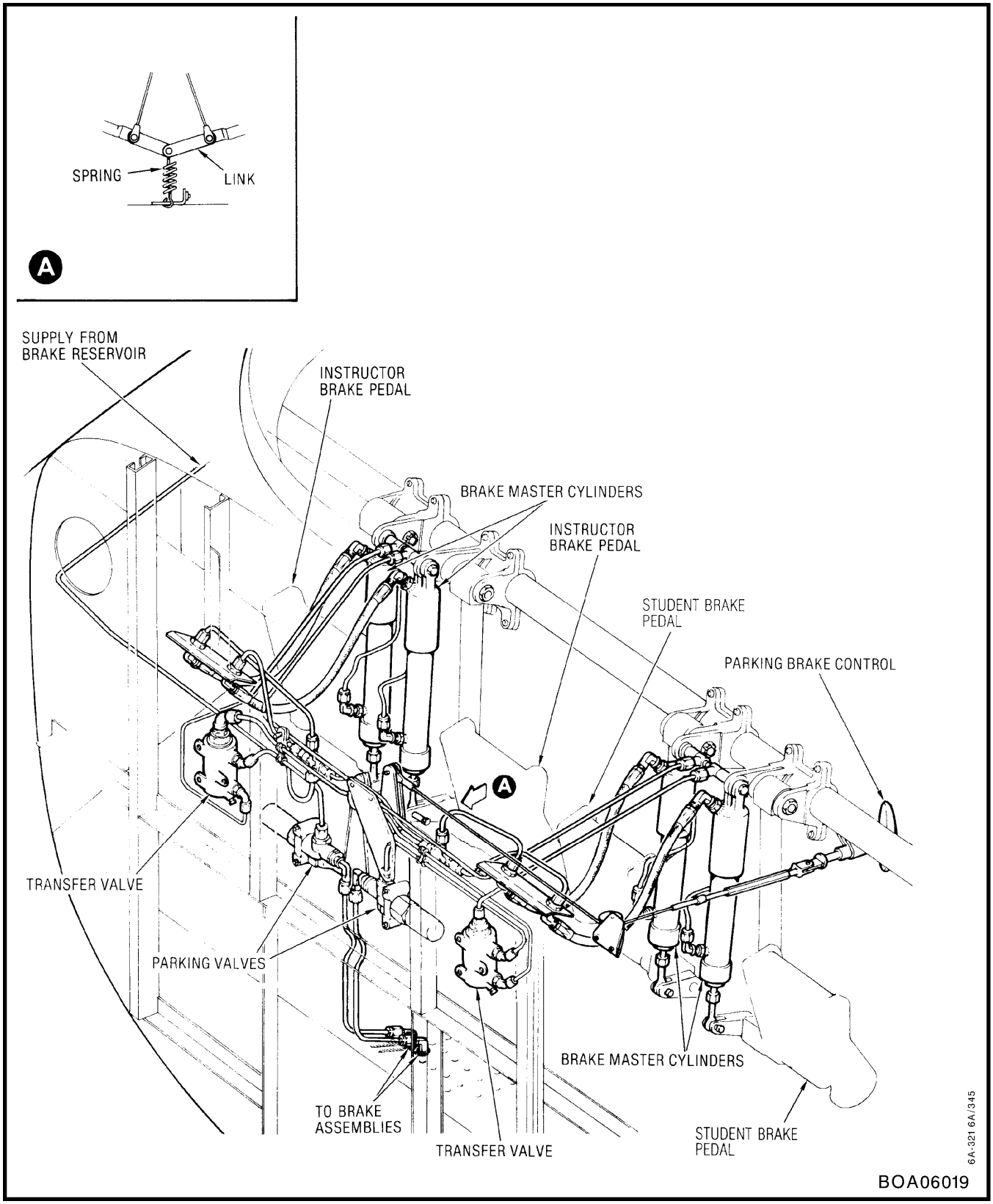


Figure 6-2-5 Brake Hydraulic System

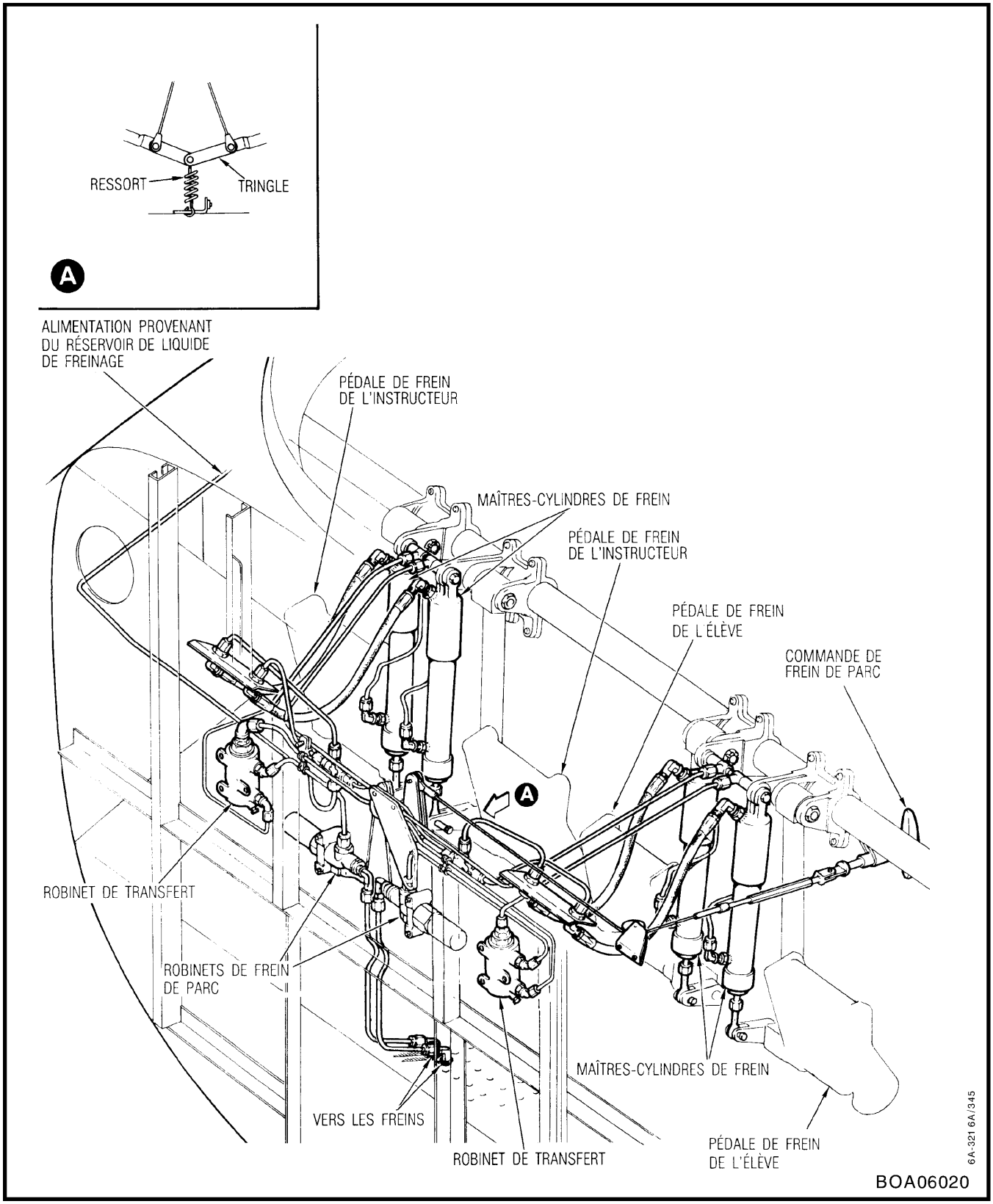


Figure 6-2-5 Circuit hydraulique de freinage

Component Élément	Location Emplacement
Brake reservoir Réservoir de liquide de freinage	FS 217
Parking brake control Commande de frein de parc	In cockpit to left of student position Dans le poste de pilotage, à gauche du poste de l'élève
Brake master cylinders (4) Maîtres-cylindres de frein (4)	One attached to each brake pedal and to brackets at FS 166.20 Un fixé à chaque pédale de frein et aux ferrures à FS 166.20
Brake transfer valves (2) Robinets de transfert de frein (2)	FS 149
Brake parking valves (2) Robinets de frein de parc (2)	FS 149
Brake assemblies (2) Freins (2)	Attached to lower end of each main gear leg Fixés à l'extrémité inférieure de chaque jambe de train principal

Figure 6-2-6 Component Locations
Figure 6-2-6 Emplacement des éléments

PARKING BRAKE CONTROL

65. The parking brake control is located at the LH side of the LH seat in the cockpit (see Figure 6-2-5) and consists of a handle secured to an eye-bolt, which in turn is secured by a pin, washer and cotter pin to a turnbuckle, the latter providing adjustment of the control. The turnbuckle is attached to a cable which is led around a pulley and connects to one arm of a bellcrank lever located on a mounting bracket to the left of the aircraft centre-line. A second cable, on a pulley attached to the other arm of the bellcrank lever, is attached to the LH and RH parking valves operating levers. A return spring and associate connecting links are incorporated in the system as shown. This spring ensures full release of the brakes when the parking brake is released.

OPERATION OF PARKING BRAKE CONTROL

66. To apply the parking brake, the brake pedals at either position are depressed and held depressed while the parking brake control handle is pulled out. Releasing the brake pedals, followed by the release of the handle, will result in the two parking valves being operated to trap hydraulic pressure between the valves and the brake units, locking the brakes on.

67. To release the parking brake, the brake pedals are depressed and then released. This will release the trapped pressure fluid at the brake units and the parking brake will return to its non-operating position.

MAIN WHEELS

68. A forged aluminum wheel is installed on each main gear leg. A wheel consists essentially of an inner and outer half mounted together by eight bolts and nuts, with a plain washer located under each nut and a countersunk washer under each bolt head. Bolts are of the internal wrenching type and the nuts are self-locking. Nuts are lub-torqued, using anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 1) on assembly to 17 N•m (150 in•lb). The compound is applied to the bolt threads and bearing surfaces of nut, bolt head and washers.

69. A bearing, a felt seal sandwiched between two closure rings, and a retaining ring is mounted in each wheel half. Eight drive keys, secured by eight

COMMANDE DE FREIN DE PARC

65. La commande de frein de parc est située du côté gauche du siège de gauche, dans le poste de pilotage (voir figure 6-2-5) et consiste en une poignée fixée à un boulon à oeil, lui-même fixé à un tendeur par un axe, une rondelle et une goupille fendue. Le tendeur assure le réglage de la commande. Il est fixé à un câble passant sur une poulie et est relié à un bras d'un guignol monté sur une ferrure de fixation à gauche de l'axe de l'avion. Un second câble, passant sur une poulie fixée à l'autre bras du guignol, est relié aux leviers de commande des robinets de frein de parc gauche et droit. Un ressort de rappel et les tringles d'interconnexion associées sont intégrés au circuit tel qu'illustré. Ce ressort assure le relâchement complet des freins quand le frein de parc est desserré.

FONCTIONNEMENT DE LA COMMANDE DE FREIN DE PARC

66. Pour serrer le frein de parc, il faut enfoncer les pédales de frein à l'un ou l'autre des postes et les maintenir enfoncées pendant qu'on tire sur la poignée de commande du frein de parc. Quand on relâche les pédales de frein puis la poignée, les deux robinets de frein de parc sont actionnés et emprisonnent la pression hydraulique entre les robinets et les freins, ce qui verrouille les freins en position serrée.

67. Pour relâcher le frein de parc, on enfonce les pédales de frein puis on les relâche. Ceci libère le fluide sous pression emprisonné dans les freins, et le frein de parc retourne en position de repos.

ROUES DE TRAIN PRINCIPAL

68. Chaque jambe de train principal comporte une roue en aluminium forgé. La roue consiste essentiellement en une moitié intérieure et une moitié extérieure, montées ensemble au moyen de huit boulons et écrous, avec une rondelle ordinaire sous chacun des écrous et une rondelle fraisée sous chaque tête de boulon. Les boulons sont de type à pans creux et les écrous sont autofreinés. Les écrous sont lubrifiés à l'assemblage au moyen d'un composé antigrippant (voir figure 1-2, article 1) et serrés à un couple de 17 N•m (150 po•lb). Le composé est appliqué sur les filets du boulon et sur les surfaces d'appui de l'écrou, de la tête du boulon et des rondelles.

69. Un palier, un joint de feutre en sandwich entre deux bagues de fermeture et un anneau de retenue sont montés sur chaque moitié de roue. Huit clavettes

screws, are installed on the inboard half of the wheel. For further information on the main wheels, see C-13-170-000/MS-000 or C-13-K57-000/MS-000 as applicable.

NOTE

Tanker and Snowbird aircraft are equipped, with an increased capacity wheel assembly, Part No. 5006305 (see Modification C-12-114-000/CF-465). The remainder of the fleet will be modified as stocks of wheel assembly, Part No. 9533231-1, are depleted. Wheel assembly, Part No. 5006305, is similar in design to wheel assembly, Part No. 9533231-1, but has increased capacity bearings and heavier overall construction. For further information on the wheel assembly, Part No. 5006305, see the applicable manufacturer's handbook.

BRAKE HYDRAULIC RESERVOIR

70. A small-capacity reservoir, located on a bracket at FS 217 just aft of the upper part of the RH seat, is provided to supplement the brake master cylinder reservoirs in supplying fluid to the brake hydraulic system (see Figure 6-2-4). The reservoir consists of a cast aluminum alloy bowl and head, the head screwing onto the bowl with a gasket cemented to the head to provide a seal between the two. The bowl has a flange at the mid position with three holes to secure the reservoir to the aircraft structure. It has a fluid supply port at the bottom, a boss on one side in which a plastic sight gauge is secured, and houses a wire mesh strainer and a steel deflector tube. The head of the reservoir has a tapped boss into which is screwed a check valve having a fine mesh filter. The deflector tube is provided to prevent fluid surging out of the check valve and has four equally spaced 6.35 mm (1/4 in.) holes around the periphery and is located at the base of the bowl, immediately under the strainer.

NOTE

Ensure that the antisurge tube does not invert during assembly of the hydraulic brake reservoir by carefully inserting the antisurge tube (see Figure 6-2-4) and allowing all air to escape through the bleed hole prior to the installation of the wire mesh strainer screen assembly.

71. For the brake hydraulic reservoir filling procedure, see C-12-114-000/MF-001.

d'entraînement, fixées par huit vis, sont montées sur la moitié intérieure de la roue. Pour plus de renseignements sur les roues de train principal, voir C-13-170-000/MS-000 ou C-13-K57-000/MS-000, selon le cas.

NOTA

Les avions Tanker et Snowbird sont équipés de roues à capacité accrue n° de pièce 5006305 (voir Modification C-12-114-000/CF-465). Les autres avions de la flotte seront modifiés lorsque les réserves de roues n° de pièce 9533231-1 seront épuisées. Les roues n° de pièce 5006305 sont de conception similaire aux roues n° de pièce 9533231-1, mais sont pourvues de paliers à capacité accrue et sont de construction plus solide en général. Pour plus de renseignements sur les roues n° de pièce 5006305, voir le manuel du fabricant applicable.

RÉSERVOIR DE LIQUIDE HYDRAULIQUE DE FREINAGE

70. Un petit réservoir, monté sur une ferrure à FS 217 juste en arrière de la partie supérieure du siège de l'instructeur, s'ajoute aux réservoirs de maître-cylindre de frein pour fournir le liquide au circuit hydraulique de freinage (voir figure 6-2-4). Le réservoir comprend une cuve et une tête en alliage d'aluminium moulé, la tête se vissant sur la cuve grâce à un joint collé à la tête pour assurer l'étanchéité du collage. La cuve a un rebord à mi-hauteur et comporte trois trous pour la fixation du réservoir à la structure de l'avion. La cuve a un orifice d'alimentation de liquide au fond, un bossage abritant une jauge visuelle de plastique sur un côté, et loge un filtre en grillage et un tube déflecteur en acier. La tête du réservoir a un bossage taraudé dans lequel est vissé un clapet antiretour muni d'un filtre à mailles fines. Le tube déflecteur empêche le liquide de sortir du clapet antiretour et comprend quatre trous également espacés de 6.35 mm (1/4 po) sur la périphérie. Le tube se trouve à la base de la cuve, immédiatement sous le filtre.

NOTA

S'assurer que le tube déflecteur n'est pas inversé pendant la pose du réservoir hydraulique. Pour cela, insérer soigneusement le tube (voir figure 6-2-4) et laisser tout l'air s'échapper dans le trou de purge avant la pose du filtre en grillage.

71. Pour le remplissage du réservoir de liquide hydraulique de freinage, voir C-12-114-000/MF-001.

BRAKE MASTER CYLINDER

72. Four brake master cylinders are provided in the brake hydraulic system, one connected to each brake pedal and to a bracket at FS 166.20 in the cockpit area (see Figure 6-2-5). A brake master cylinder functions to build up pressure in a section of the brake hydraulic system with a minimum of effort by the pilot.

73. A brake master cylinder consists essentially of a body, the smaller diameter lower half of which houses a piston, piston-rod, seal-valve and a return spring, and has a fluid outlet port. The larger diameter upper end of the cylinder body constitutes the master cylinder reservoir and has a port which connects to the brake reservoir. Adjustment of the length of the master cylinder is provided by an adjustable piston-rod end.

74. The initial movement of a brake pedal causes the piston-rod to begin extending which moves the seal-valve against its seat in the head of the piston. This prevents the passage of fluid past the valve in either direction. Continued movement of the pedal causes the piston-rod and piston to extend, forcing fluid below the piston out of the outlet port into the brake line and building up pressure in the system to actuate the brake unit.

75. Release of the pedal permits the piston return spring to force the piston back and also opens the seal-valve, permitting fluid displaced from the brake unit to return to the master cylinder reservoir and to the brake system reservoir.

76. For further information pertaining to the brake master cylinders, see C-13-248-000/MS-000.

TRANSFER VALVE

77. Two transfer valves are provided as part of the brake hydraulic system, acting in the capacity of shuttle valves to isolate the operation of the brakes at one pilot position from the other pilot position (see Figures 6-2-5 and 6-2-7). The valves are located 0.254 metre (10 in.) above the cockpit floor at FS 149 and are each secured with three screws and washers.

78. A transfer valve consists essentially of a body having two inlet and one outlet ports, and containing a spring-loaded poppet assembly, a piston and O-ring sealing. A bleed valve is also provided at the piston end of the valve body.

MAÎTRE-CYLINDRE DE FREIN

72. Le circuit hydraulique de freinage comprend quatre maîtres-cylindres de frein, l'un étant relié à chaque pédale de frein et à une ferrure à FS 166.20 dans le poste de pilotage (voir figure 6-2-5). Chaque maître-cylindre de frein a pour fonction d'augmenter la pression dans une partie du circuit hydraulique de freinage avec un minimum d'effort de la part du pilote.

73. Un maître-cylindre de frein est essentiellement constitué d'un corps, dont la moitié inférieure a un diamètre plus faible et loge un piston, une tige de piston, un clapet d'étanchéité et un ressort de rappel et comporte un orifice de sortie du liquide. L'extrémité supérieure du corps du cylindre, de grand diamètre, constitue le réservoir du maître-cylindre et a un orifice relié au réservoir de frein. Un embout de tige de piston réglable permet de régler la longueur du maître-cylindre.

74. Le mouvement initial de la pédale de frein fait sortir la tige de piston qui pousse le clapet d'étanchéité contre son siège dans la tête du piston. Ceci empêche le passage du liquide au-delà du clapet dans un sens ou dans l'autre. Le mouvement de la pédale fait ensuite sortir la tige de piston et le piston, ce qui pousse le fluide sous le piston, via l'orifice de sortie, vers la conduite de frein pour produire la pression nécessaire pour actionner le frein.

75. Le relâchement de la pédale permet au ressort de rappel du piston de ramener ce dernier en place et d'ouvrir le clapet d'étanchéité, ce qui permet au liquide déplacé provenant du frein de retourner au réservoir de maître-cylindre et au réservoir du circuit de freinage.

76. Pour plus de renseignements sur les maîtres-cylindres de frein, voir C-13-248-000/MS-000.

ROBINET DE TRANSFERT

77. Le circuit hydraulique de freinage comprend deux robinets de transfert jouant le rôle de clapets-navettes pour isoler le fonctionnement des freins à l'un des postes pilote par rapport à l'autre (voir figures 6-2-5 et 6-2-7). Les robinets se trouvent à environ 0.254 mètre (10 po) au-dessus du plancher du poste de pilotage, à FS 149, et chacun est fixé par trois vis et rondelles.

78. Un robinet de transfert comprend essentiellement un corps avec deux orifices d'entrée et un orifice de sortie et contient un clapet à ressort, un piston et un joint torique pour l'étanchéité. On retrouve également un robinet de purge à l'extrémité du piston du corps du robinet.

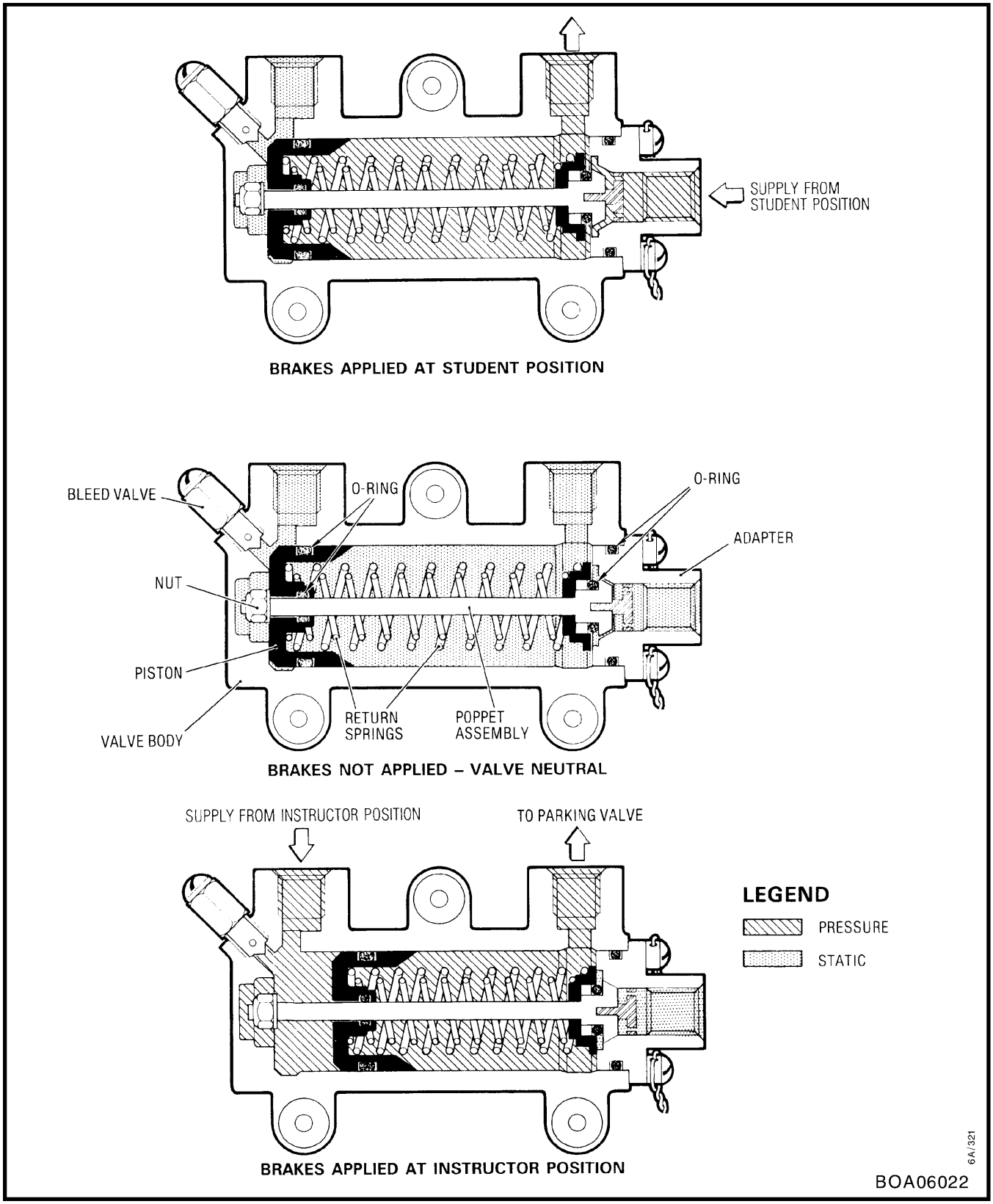


Figure 6-2-7 Brake Transfer Valve – Schematic

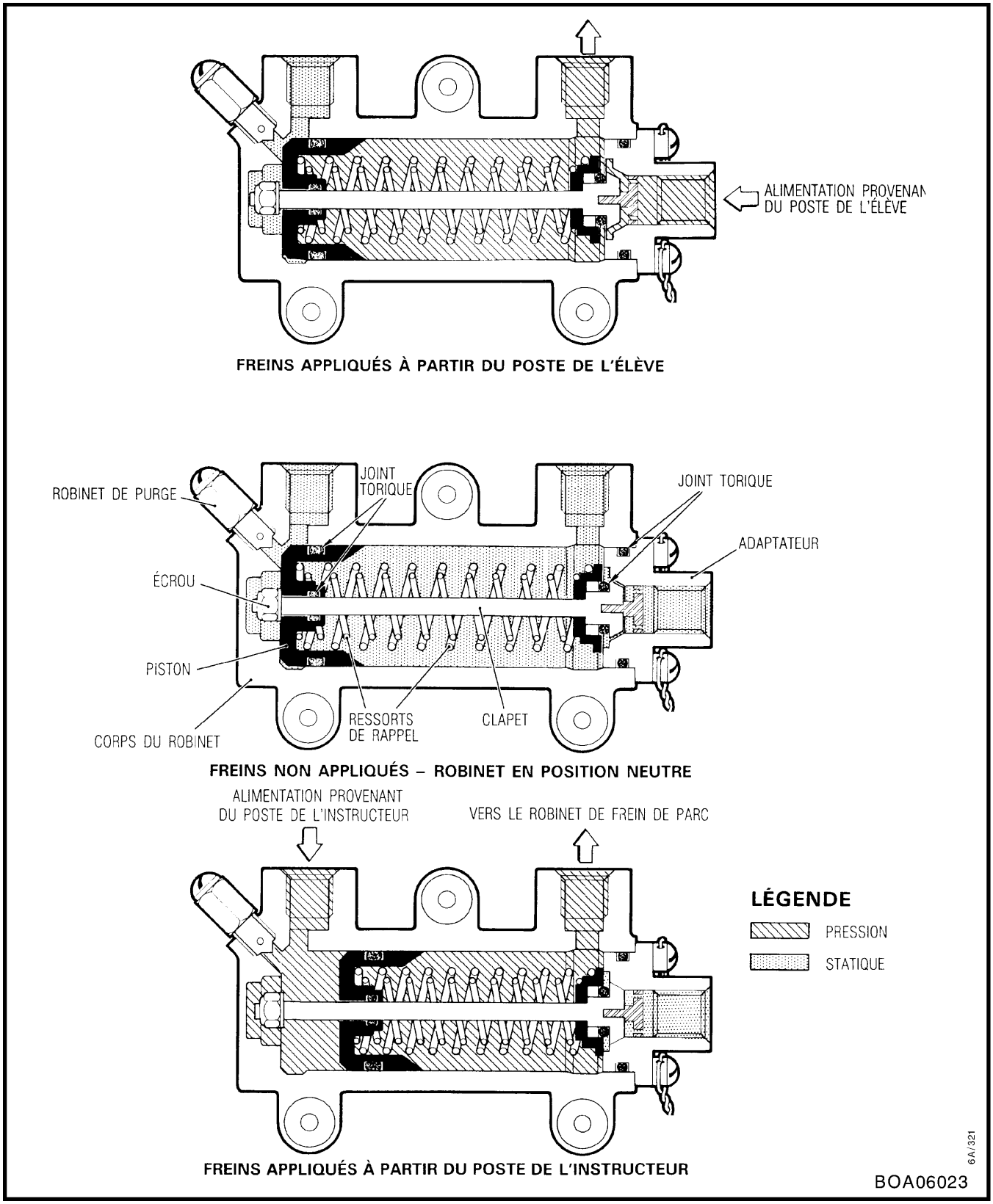


Figure 6-2-7 Robinet de transfert de frein – schéma

79. The LH transfer valve is connected into the LH wheel brake circuit and the RH transfer valve into the RH wheel brake circuit. The fluid supply lines from the two master cylinders operated by the LH brake pedals connect to the inlet port at the end of each transfer valve, while those from the two master cylinders operated by the instructor brake pedals connect to the upper inlet port of each valve.

80. Operation of the instructor brake pedals directs pressure fluid to the upper inlet ports of the two transfer valves to act on the head of the pistons. The downward movement of the pistons compresses the springs, forces the poppet onto the seat to close off the other inlet port, and forces fluid into the body of the valve through the outlet port to the parking valve and thence to the brake unit. On release of the brake pedals, the springs return the pistons to the normal position at the end of the valve bodies to permit fluid displaced from the brake units to return to the body of the valves and also to force fluid above the head of the pistons to return to the reservoir via the respective master cylinders.

81. Similarly, operation of the LH brake pedals directs pressure fluid from the master cylinders to the inlet ports at the ends of the transfer valves. The poppet of a valve, when in the normal open position, permits the pressure fluid to pass through and out of the outlet port to the parking valve and so to the brake unit. On release of the brake pedals, the fluid displaced from the brake units returns, via the outlet port and past the open poppet, to the brake master cylinders and so to the reservoir.

82. The mechanical advantage on the RH side of the transfer valves (see Figure 6-2-7) permits instructor to assume braking control, application of his brakes causing the poppet valve on the LH side of the transfer valve to close.

83. For further information pertaining to the transfer valve, see C-13-250-000/MS-000.

PARKING VALVE

84. Two parking valves (see Figure 6-2-5) are provided as part of the brake hydraulic system and function to trap pressure fluid in the brake units for parking after the brake pedals have been released. The two valves are located approximately 0.254 metre (10 in.) above the cockpit floor at FS 149, each being secured by two screws and washers. The LH valve

79. Le robinet de transfert gauche est relié au circuit de freinage de la roue gauche, et le robinet de transfert droit au circuit de freinage de la roue droite. Les conduites d'arrivée du liquide des deux maîtres-cylindres actionnés par les pédales de frein de gauche sont reliées à l'orifice d'entréed'extrémité de chaque robinet de transfert, alors que celles des deux maîtres-cylindres actionnés par les pédales de frein de l'instructeur sont reliées à l'orifice d'entrée supérieur de chaque robinet.

80. La manoeuvre des pédales de frein de l'instructeur dirige le fluide sous pression vers les orifices d'entrée supérieurs des deux robinets de transfert, qui agissent sur la tête des pistons. Le mouvement de descente des pistons comprime les ressorts, pousse le clapet contre son siège pour fermer l'autre orifice d'entrée, et pousse le liquide dans le corps du robinet, via l'orifice de sortie, vers le robinet de frein de parc et, de là, vers le frein. Lorsqu'on relâche les pédales de frein, les ressorts ramènent les pistons en position normale à l'extrémité des corps de robinet pour permettre au liquide provenant des freins de retourner au corps des robinets, et également pour forcer le liquide se trouvant au-dessus de la tête des pistons à retourner au réservoir via les maîtres-cylindres respectifs.

81. De la même manière, la manoeuvre des pédales de frein de gauche dirige le fluide sous pression des maîtres-cylindres vers les orifices d'entrée aux extrémités des robinets de transfert. Le clapet d'un robinet, en position ouverte normale, permet au fluide sous pression de traverser l'orifice de sortie pour atteindre le robinet de frein de parc puis le frein. Lorsqu'on relâche les pédales de frein, le liquide provenant des freins retourne, via l'orifice de sortie et le clapet ouvert, aux maîtres-cylindres de frein et, de là, vers le réservoir.

82. La disposition mécanique des robinets de transfert du côté droit (voir figure 6-2-7) permet à celui-ci d'avoir la commande du freinage et, en appuyant sur ses freins, de fermer le clapet du robinet de transfert du côté gauche.

83. Pour plus de renseignements sur le robinet de transfert, voir C-13-250-000/MS-000.

ROBINET DE FREIN DE PARC

84. Le circuit hydraulique de freinage comprend deux robinets de frein de parc (voir figure 6-2-5) qui servent à emprisonner le fluide sous pression dans les freins de parc pour le stationnement une fois que les pédales de frein ont été relâchées. Les deux robinets se trouvent à environ 0.254 mètre (10 po) au-dessus du plancher du poste de pilotage, à FS 149,

supplies the port wheel brake and the RH valve the starboard wheel brake.

chacun étant fixé par deux vis et rondelles. Le robinet de gauche alimente le frein de la roue gauche, et le robinet de droite alimente le frein de la roue droite.

85. A parking valve consists essentially of a valve body which houses, in its lower end, a spring-loaded poppet and stem, a valve seat with adjacently located inlet and outlet ports, and houses in the main part of the body, termed the compensator chamber, a piston and two return springs. The valve is operated by means of a lever, hinged to the body and connected to the parking brake control in the cockpit. Movement of the lever depresses the poppet stem.

85. Un robinet de frein de parc est constitué essentiellement d'un corps de robinet, logeant dans son extrémité inférieure un clapet à ressort et une tige, ainsi qu'un siège de robinet avec des orifices d'entrée et de sortie adjacents, et logeant dans la partie principale du corps, appelée chambre de compensation, un piston et deux ressorts de rappel. Le robinet est actionné par un levier articulé sur le corps et relié à la commande de frein de parc dans le poste de pilotage. Le mouvement du levier enfonce la tige du clapet.

86. Operation of the brake pedals at either pilot position directs pressure fluid, via the applicable master cylinders, the transfer valves and the parking valves, to the brake units. The application of the parking brake operates the lever which depresses the stem to reposition the poppet, against the action of its spring, to block the inlet port. When the brake pedals are released, the back-pressure of fluid at the brake units also acts on the back of the poppet, keeping the inlet port blocked and thus trapping the pressure fluid. The pressure fluid is also directed, via a passage, to the compensator chamber where it acts on the piston to move the piston down against the action of the double springs. This device ensures stabilization of the pressure fluid acting on the brakes under varying temperatures.

86. L'actionnement des pédales de frein, à l'un ou l'autre des postes pilote, envoie le fluide sous pression, via les maîtres-cylindres, robinets de transfert et robinets de frein de parc appropriés, jusqu'aux freins. Le serrage des freins de parc actionne le levier, qui enfonce la tige pour replacer le clapet, contre la résistance du ressort, bloquant ainsi l'orifice d'entrée. Quand les pédales de frein sont relâchées, la contre-pression du liquide aux freins agit également sur l'arrière du clapet et garde l'orifice d'entrée bloqué, emprisonnant ainsi le fluide sous pression. Le fluide sous pression est également dirigé, via un passage, vers la chambre de compensation où il agit sur le piston pour faire descendre celui-ci, contre la résistance du ressort double. Ce dispositif assure la stabilisation du fluide sous pression agissant sur les freins pour différentes conditions de température.

87. The parking brake is released by the reapplication of the brake pedals, the pressure fluid from the system overcoming the back-pressure of fluid at the brake units, permitting the poppet to move back so that, with the release of the brake pedals, the trapped fluid has a free passage back to the master cylinders and thus to the reservoir.

87. Le frein de parc est relâché lorsqu'on appuie de nouveau sur les pédales de frein. À ce moment, le fluide sous pression du circuit vainc la contre-pression au frein et permet au clapet de reculer de sorte que, une fois les pédales de frein relâchées, le liquide emprisonné a un passage libre pour retourner aux maîtres-cylindres et au réservoir.

88. For further information pertaining to the parking valve, see C-13-342-000/MS-000.

88. Pour plus de renseignements sur le robinet de frein de parc, voir C-13-342-000/MS-000.

BRAKE ASSEMBLY

FREIN

89. A brake assembly is installed on each main gear. Brake assemblies are self-adjusting and consist essentially of a forged aluminum brake housing, three adjustable assemblies, a disc and six linings. O-rings provide sealing within the adjustable assemblies. A

89. Un frein est monté sur chaque atterrisseur principal. Le frein est autoréglable et comprend essentiellement un logement de frein en aluminium forgé, trois dispositifs réglables, un disque et six garnitures. Les joints toriques assurent l'étanchéité

bleed valve provides a means of bleeding air from the brake assembly. For further information pertaining to the brake assembly, refer to the applicable manufacturer's handbook.

NOTE

Tanker and Snowbird aircraft are equipped with an increased capacity brake assembly, Part No. 5006306 (see Modification C-12-114-000/CF-465). The remainder of the fleet will be modified as stocks of brake assembly, Part No. 9542112R, are depleted. Brake assembly, Part No. 5006306, is similar in design to brake assembly, Part No. 9542112R, but has a thicker disc and a heavier overall construction. For further information on brake assembly, Part No. 5006306, see the applicable manufacturer's handbook.

MAIN WHEEL TIRES

90. Tubed, 20 by 4.4, Type VII 10 ply rating tires are installed on the aircraft main wheels. Tires are inflated with oil-free air to pressures detailed in C-12-114-000/MF-001. White creep marks, one inch wide by two inches in depth, are painted on tire and wheel to give indication as to the amount the tire has moved around the wheel during service.

91. Tires shall be maintained and serviced in accordance with C-13-010-001/XX-XXX and C-13-020-001/XX-XXX series publications.

dans les dispositifs réglables. Un robinet de purge permet de purger l'air des freins. Pour plus de renseignements sur les freins, voir le guide du fabricant approprié.

NOTA

Les avions Tanker et Snowbird sont équipés de freins à capacité accrue n° de pièce 5006306 (voir Modification C-12-114-000/CF-465). Les autres avions de la flotte seront modifiés lorsque les réserves de freins n° de pièce 9542112R seront épuisées. Les freins n° de pièce 5006306 sont de conception similaire aux freins n° de pièce 9542112R, mais sont pourvus de disques plus épais et sont de construction plus solide en général. Pour plus de renseignements sur les freins n° de pièce 5006306, voir le manuel du fabricant applicable.

PNEUS DE ROUE DE TRAIN PRINCIPAL

90. Les roues du train principal sont équipées de pneus à chambre à air, mesurant 20 sur 4.4, de type VII à 10 plis. Les pneus doivent être gonflés avec de l'air exempt d'huile aux pressions indiquées dans C-12-114-000/MF-001. Des repères blancs d'un pouce de largeur sur deux pouces de profondeur sont peints sur le pneu et sur la roue pour indiquer la rotation du pneu sur la roue pendant le service.

91. Effectuer la maintenance et l'entretien des pneus conformément aux publications des séries C-13-010-001/XX-XXX et C-13-020-001/XX-XXX.

SECTION 3

NOSE LANDING GEAR

GENERAL DESCRIPTION

GENERAL

1. The nose landing gear (see Figure 6-3-1) consists essentially of an oleo-pneumatic leg mounting a single wheel and the hydraulically operated units of the nose wheel steering system, a drag strut and a double-acting hydraulically operated actuator. The nose gear retracts forward into the nose of the fuselage and, when retracted, is enclosed by a pair of mechanically operated doors.

2. The nose gear leg is swung by the trunnion arms of the leg forging on two spherical chrome-plated steel balls in bearing housings at FS 130.100 in the fuselage nose, the surface of the housings in contact with the steel balls being lined with Teflon fibre.

3. The gear is normally retracted and extended by the hydraulic power system through the nose gear actuator. In the event of a power system failure, the landing gear can be extended by using the hand pump with the hand pump selector valve control handle pulled out.

4. The nose gear actuator is attached at one end to lugs on the trunnion shaft of the drag strut and at the other end to a fork-end at the top of the leg. The nose gear is braced in the down position by the drag strut, which is attached to an arm on the forward face of the leg forging and by two trunnions to brackets on the fuselage nose structure at FS 117. The nose gear can be jacked using a special adapter (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 26).

5. The drag strut is designed with an over-centre lock which, with an internal lock at each end of the actuator stroke, constitutes the nose gear uplock and downlock. The drag strut is rigged to obtain the required over-centre locked position with the gear locked down, by adjustment of the actuator fork-end and, with the gear locked up, by adjustment of the eccentric bushing of the fork-end at the top of the leg.

6. The sliding tube of the leg is attached by toggle links to a universal joint block at the lower end of the leg forging, the universal joint block being attached to

SECTION 3

TRAIN D'ATTERRISSAGE AVANT

DESCRIPTION GÉNÉRALE

GÉNÉRALITÉS

1. Le train d'atterrissage avant (voir figure 6-3-1) comprend essentiellement une jambe à amortisseur oléopneumatique portant une roue unique et des dispositifs à commande hydraulique pour le circuit d'orientation du train avant, une contrefiche longitudinale et un vérin hydraulique à double effet. Le train rentre vers l'avant dans le nez du fuselage et, une fois rentré, il est enfermé par deux trappes actionnées mécaniquement.

2. La jambe du train avant pivote, grâce aux deux bras de tourillon de la pièce forgée de jambe, sur deux rotules sphériques en acier chromé dans des logements de palier à FS 130.100 dans le nez du fuselage; la surface des logements en contact avec les rotules d'acier est recouverte de fibres de Téflon.

3. L'atterrisseur est normalement rentré et sorti par le circuit hydraulique, grâce au vérin de train avant. En cas de panne du circuit d'alimentation, on peut sortir le train en utilisant la pompe à main, avec le levier de commande du robinet sélecteur de la pompe à main tiré.

4. Une extrémité du vérin du train avant est fixée à des pattes sur l'arbre de tourillon de la contrefiche longitudinale, et l'autre extrémité est fixée à une chape au sommet de la jambe. Le train avant est renforcé en position sortie par la contrefiche longitudinale, laquelle est fixée à un bras sur la face avant de la pièce forgée de jambe, et par deux tourillons aux supports sur la structure du fuselage avant à FS 117. Le train peut être mis sur vérins au moyen d'un adaptateur spécial (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 26).

5. La contrefiche longitudinale comporte un verrouillage géométrique décentré qui, de pair avec un verrou interne à chaque extrémité de la course du vérin, assure le verrou du train avant en positions rentrée et sortie. La contrefiche longitudinale est réglée de façon à assurer le verrouillage géométrique décentré requis, par le réglage de la chape du vérin quand le train est verrouillé en position sortie, et par le réglage de la bague excentrique de la chape au sommet de la jambe quand le train est verrouillé en position rentrée.

6. Le tube coulissant de la jambe est fixé par des liaisons articulées à un cardan à l'extrémité inférieure de la pièce coulée de jambe. Le cardan est actionné

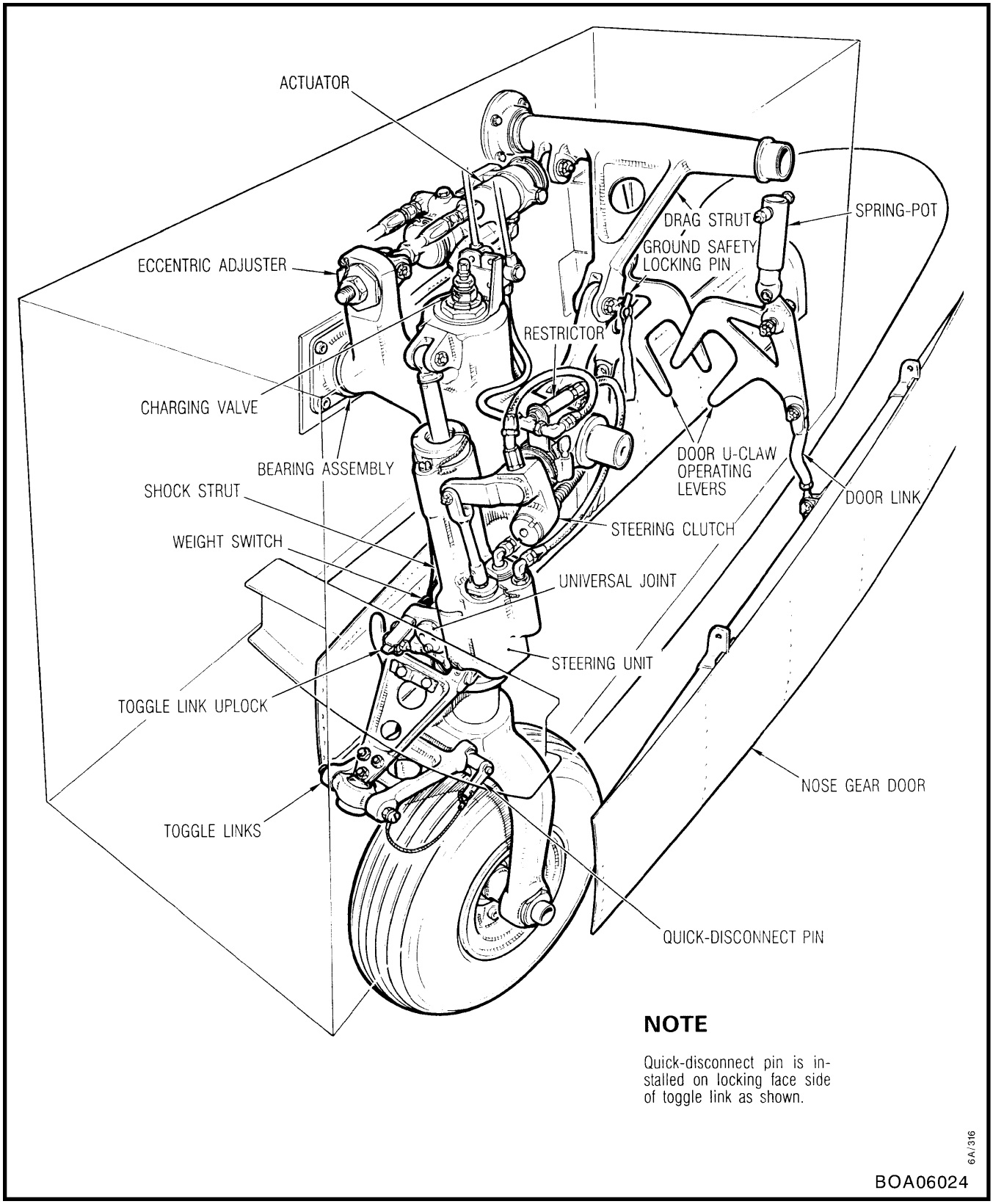


Figure 6-3-1 Nose Landing Gear

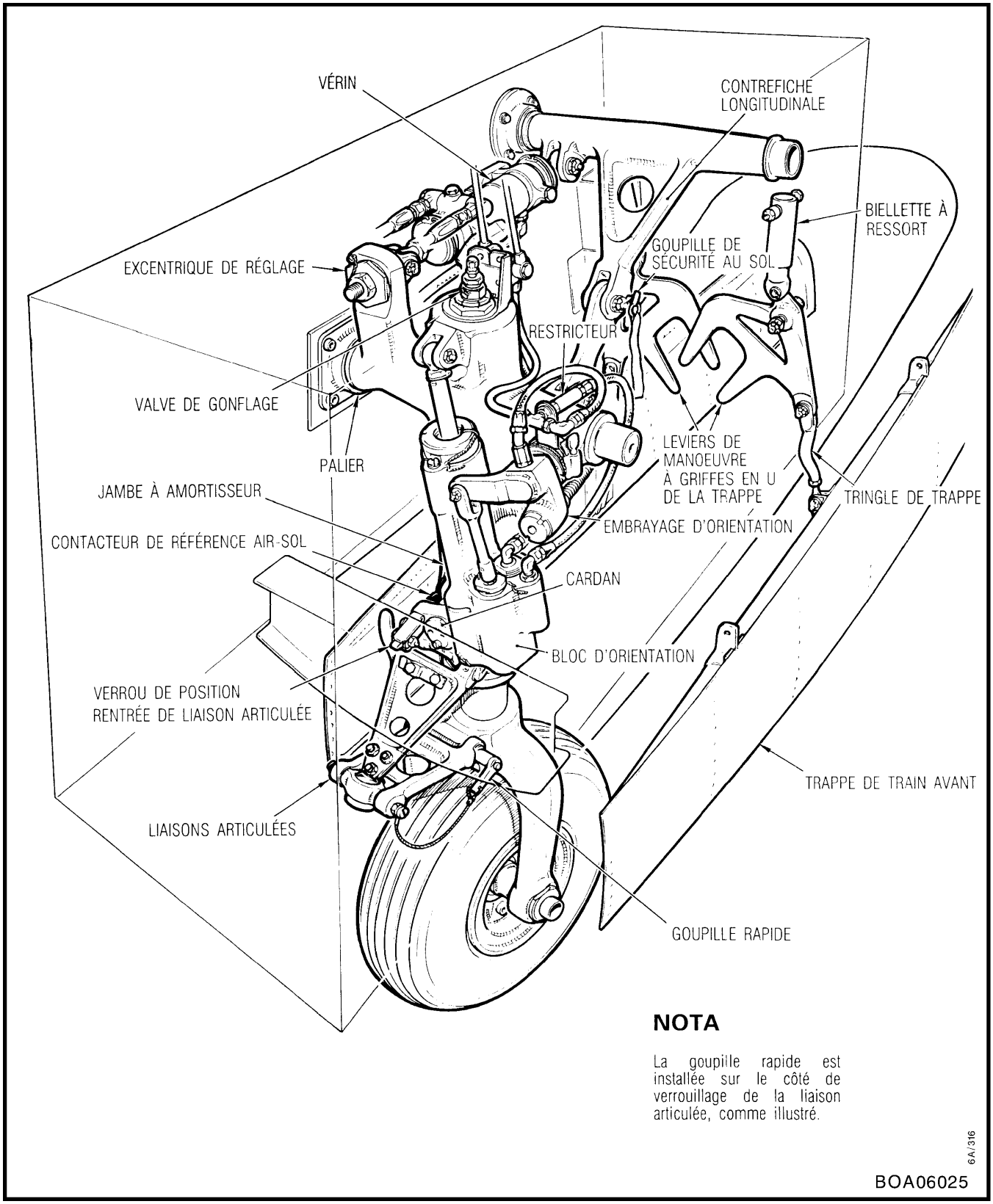


Figure 6-3-1 Train d'atterrissage avant

and operated by the steering unit actuator. The actuator is attached to the arm of the universal joint block by the fork-end of its cylinder. The eye-end of the actuator piston-rod is attached to lugs at the rear of the leg. Steering of the nose wheel is accomplished by movement of the rudder pedals, a mechanical linkage connecting the vertical centre shaft of the rudder pedals to a cam plate. The spring-loaded locking piston of the hydraulically operated clutch at the top of the leg engages with a slot in the cam plate to provide the means of connecting the mechanical linkage with the hydraulically operated units mounted on the leg when the nose gear is down and locked and the steering system is pressurized and activated.

CAUTION

The steel cable, which is fastened to the end of quick-disconnect pin and exceeds 8 inches in length (refer to C-13-288-000/MS-000), can entangle onto the head of the upper bolt that secures the RH nose gear door fork end. This can prevent the nose landing gear from fully extending. Prior to quick-disconnect pin installation, ensure that steel cable has been modified IAW C-12-114-000/CF-316.

7. Steering of the nose gear wheel is possible 42 ±1 degree either side of centre. Removal of a quick-disconnect pin, provided for the attachment of the lower toggle link to the bottom of the leg, permits the nose wheel to be moved through 360 degrees.

8. A bracket is installed on the nose gear wheel fork to preclude the reversed installation of the lower toggle link with the attendant possibility of toggle link breakage when the leg bottoms.

9. A charging valve at the top of the leg provides for filling the leg with hydraulic fluid and for charging the leg with nitrogen or, if not available, clean dry air.

10. A microswitch, the plunger of which is released by the upper toggle link on the initial compression of the leg, ensures that nose wheel steering is only possible when the leg is compressed. A self-centring device in the leg ensures that the nose wheel returns to the fore and aft position on extension of the leg.

11. For further information pertaining to the nose gear, including the leg, steering actuator and clutch assemblies, see C-13-288-000/MS-000.

par le vérin du circuit d'orientation, auquel il est fixé. Le vérin est fixé au bras du cardan par la chape de son cylindre. L'embout à oeil de la tige de piston du vérin est fixé à des pattes à l'arrière de la jambe. L'orientation du train avant se fait par le déplacement des pédales de palonnier, une liaison mécanique reliant l'arbre central vertical du palonnier à une came. Le piston de verrouillage à ressort de l'embrayage à commande hydraulique au sommet de la jambe s'engage dans une fente de la came pour assurer la liaison de la tringlerie mécanique et des dispositifs à commande hydraulique montés sur la jambe, quand le train est sorti et verrouillé et que le circuit d'orientation est sous pression et actionné.

ATTENTION

Le câble en acier, qui est rattaché à l'extrémité de la goupille rapide et dont la longueur dépasse 8 pouces (se reporter à C-13-288-000/MS-000), peut s'enchevêtrer sur la tête du boulon supérieur qui fixe la chape de trappe de train avant droite. Ceci peut empêcher la sortie complète du train avant. Avant de poser la goupille rapide, s'assurer que le câble en acier a été modifié conformément à C-12-114-000/CF-316.

7. La roue peut tourner sur 42 ±1 degré de chaque côté du centre. Si on retire la goupille rapide, qui assure la fixation de la liaison articulée inférieure au bas de la jambe, la roue avant peut tourner sur 360 degrés.

8. Un support installé sur la chape de la roue avant empêche la pose de la liaison articulée inférieure à l'envers, ce qui risquerait de la briser quand la jambe bute.

9. Une valve de gonflage, au sommet de la jambe, permet de remplir la jambe de liquide hydraulique et de la gonfler avec de l'azote ou, si ce n'est pas possible, avec de l'air sec propre.

10. Un microcontact, dont le plongeur est libéré par la liaison articulée supérieure à la compression initiale de la jambe, assure que l'orientation du train avant ne peut se faire que lorsque la jambe est comprimée. Un dispositif à autocentrage dans la jambe assure le retour de la roue avant en position longitudinale lorsque la jambe est allongée.

11. Pour plus de renseignements sur le train avant, y compris la jambe, le vérin d'orientation et l'embrayage, voir C-13-288-000/MS-000.

COMPONENT LOCATIONS

12. The locations of the main components of the nose gear, excluding hydraulically operated components which are detailed in Section 1, are presented in the following mini-table:

COMPONENT	LOCATION
Leg FS 130.1	Drag Strut
Attached to leg and to flanged brackets at FS 117	Steering
See Paragraph 23	Components

NOSE GEAR ACTUATOR

13. The nose gear actuator is a double-acting hydraulically operated unit designed to retract and extend the nose gear. The actuator consists of an oil-tight cylinder, utilizing O-rings and backup rings for sealing, which houses a piston and lock cone assembly and, at each end of the cylinder, a claw lock. The claw locks provide positive locking of the actuator at either end of the stroke, and thus functions as the gear uplock and downlock. The cylinder has a port at each end and incorporates an integral shuttle at the retraction port to permit retraction of the actuator by either the main or emergency hydraulic systems.

14. Piston-rod and cylinder end-attachment eye-ends each have a Teflon-lined self-aligning spherical bearing installed. The actuator is attached by the cylinder eye-end to forked lugs on the trunnion shaft of the drag strut, and by the piston-rod eye-end to a fork-end at the top of the nose gear leg, an eccentric providing the means of adjusting the actuator for rigging the gear in the retracted position. The eye-end bearings do not require lubrication.

15. A housing, containing two microswitches and the actuating mechanism, is located at the extension port end of the actuator. When the actuator is fully retracted, a spring-loaded shaft operates, opening the two microswitches. On release of the lock, the spring forces the shaft back to bring about the opposite operation of the microswitches.

16. After the actuator has been installed and adjusted, the piston-rod eye-end is to be torqued and lockwired.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

12. On trouvera ci-dessous une liste des principaux éléments du train avant et de leur emplacement, à l'exception des éléments hydrauliques qui sont décrits en détail dans la Section 1.

ÉLÉMENTS	EMPLACEMENT
Jambe FS 130.1	Contrefiche longitudinale.
Fixée à la jambe et aux ferrures à bride à FS 117.	Éléments d'orientation
Voir paragraphe 23.	Éléments

VÉRIN DE TRAIN AVANT

13. Le vérin de train avant est un dispositif hydraulique à double effet conçu pour rentrer et sortir le train avant. Le vérin comprend un cylindre étanche à l'huile, équipé de joints toriques et de rondelles d'appui pour l'étanchéité. Ce cylindre loge un piston et un cône de verrouillage et, à chaque extrémité, un verrou à griffes. Les verrous à griffes assurent le verrouillage du vérin aux deux extrémités de sa course, agissant ainsi comme verrou de positions rentrée et sortie du train. Le cylindre est pourvu d'un orifice à chaque extrémité et comprend une navette intégrée à l'orifice de rentrée pour permettre la rentrée du vérin, par le circuit hydraulique principal ou de secours.

14. Les embouts à oeil de la tige de piston et du cylindre ont chacun une rotule sphérique autoréglable revêtue de Téflon. Le vérin est fixé aux pattes en fourche sur l'arbre de tourillon de la contrefiche longitudinale par l'embout à oeil du cylindre, et à la chape au sommet de la jambe du train avant par l'embout à oeil de la tige de piston. Un excentrique permet d'ajuster le vérin pour le réglage du train en position rentrée. Les rotules des embouts à oeil ne nécessitent aucun graissage.

15. Un logement, contenant deux microcontacts et un mécanisme de manoeuvre, se trouve à l'extrémité de l'orifice de sortie du vérin. Quand le vérin est complètement rentré, un arbre à ressort est actionné et ouvre les deux microcontacts. Lorsque le verrou est relâché, le ressort repousse l'arbre pour obtenir le fonctionnement inverse des microcontacts.

16. Une fois le vérin posé et réglé, l'embout à oeil de la tige de piston doit être serré et freiné au fil.

17. For further information pertaining to the nose gear actuator, see C-13-501-000/MS-000.

DRAG STRUT

18. The drag strut (see Figure 6-3-1) braces the nose gear in the down position, transfers fore and aft loads to the fuselage structure and, by virtue of its location in the gear geometry, transfers movement of the actuator to raise or lower the nose gear. The drag strut consists of two levers connected together to form a hinge between the nose gear leg and the fuselage structure. The upper lever, of forged aluminum alloy, is swung by its two trunnions from bushed flanged brackets which are attached to the fuselage nose section at FS 117. The lower lever, manufactured of bar aluminum alloy, connects to an arm on the forward face of the nose gear leg forging. The nose gear actuator connects to lugs on the trunnion shaft of the upper lever. A lubrication fitting is provided at each of the two flanged brackets to permit lubrication of trunnions and bushes.

NOSE GEAR DOORS

19. A pair of doors are installed on the nose section of the fuselage to enclose the nose gear, when retracted, within the faired lines of the fuselage. Each door is hinged to the structure at FS 103.442 and FS 124.442; attachment at each hinge is by a bolt, washer and nut. The doors are manufactured of aluminum clad alloy and each is operated by an adjustable link, connected to a spring-pot loaded U-type claw lever assembly. The levers are operated by movement of the gear up or down. The two claw levers, the LH lever mounted at FS 114.801 and the RH at FS 115.100, overlap at the middle in both the up (doors closed) and down (doors open) positions to provide a common contact face for the gear.

20. Upward movement of the levers and the doors during gear retraction and downward movement during gear lowering is against the action of the spring-pots during the first half of the movement and is assisted by the spring-pots during the second half of the movement.

OPERATION OF NOSE GEAR DOORS

21. On selection of landing gear UP, the sequence of operations of the nose gear is as follows (see Figure 6-3-2): sequenced hydraulic power is directed by the landing gear selector valve to retract the gears. The nose gear, on retracting approximately half way,

17. Pour plus de renseignements sur le vérin du train avant, voir C-13-501-000/MS-000.

CONTREFICHE LONGITUDINALE

18. La contrefiche longitudinale (voir figure 6-3-1) renforce le train avant en position sortie, transmet les charges longitudinales à la structure du fuselage et, en raison de son emplacement dans la géométrie du train, transmet le mouvement du vérin pour rentrer ou sortir le train avant. La contrefiche longitudinale comprend deux leviers reliés ensemble pour faire charnière entre la jambe du train avant et la structure du fuselage. Le levier supérieur, en alliage d'aluminium forgé, pivote grâce à ses deux tourillons logés dans des ferrures à bride et à bague qui sont fixées à la partie avant du fuselage à FS 117. Le levier inférieur, fabriqué de la barre d'alliage d'aluminium, est relié à un bras sur la face avant de la pièce forgée de jambe de train avant. Le vérin de train avant est relié aux pattes sur l'arbre de tourillon du levier supérieur. Un graisseur, sur chacune des ferrures à bride, permet le graissage des tourillons et des bagues.

TRAPPES DE TRAIN AVANT

19. Deux trappes, montées sur la partie avant du fuselage, enferment le train en position rentrée dans le profil caréné du fuselage. Chaque trappe est articulée à la structure à FS 103.442 et à FS 124.442, la fixation à chaque charnière étant assurée par un boulon, une rondelle et un écrou. Les trappes sont en alliage d'aluminium plaqué, et chacune est actionnée par une tringle réglable reliée à un levier à griffes en U avec biellette à ressort. Les leviers sont actionnés par les mouvements de rentrée et de sortie du train. Les deux leviers à griffes, le gauche étant monté à FS 114.801 et le droit à FS 115.100, se chevauchent au milieu, dans les positions rentrée (trappes fermées) et sortie (trappes ouvertes) pour assurer une surface de contact commune pour le train.

20. Le mouvement ascendant des leviers et des trappes pendant la rentrée du train, et le mouvement descendant pendant la sortie, se fait contre la résistance des biellettes à ressort pendant la première moitié du mouvement et est assisté par les biellettes à ressort pendant la seconde moitié du mouvement.

FONCTIONNEMENT DES TRAPPES DE TRAIN AVANT

21. Lorsqu'on met le levier de train d'atterrissage sur UP, la séquence des événements est la suivante (voir figure 6-3-2) : l'alimentation hydraulique est envoyée par le robinet sélecteur de train d'atterrissage pour rentrer les atterrisseurs. Lorsque

enters the jaws formed by the two claw levers and contacts the upper face of the levers. The two levers pivot upwards, drawing the doors up behind the retracting gear, the first half of the movement being against the action of the spring-pots. As the nose gear doors pass the middle point of the closing travel, the spring-pots move over dead-centre and subsequent retraction of gear and closing of doors is assisted by spring-pot extension.

22. The reverse action takes place when landing gear DOWN is selected. Sequenced hydraulic power is directed by the landing gear selector valve to extend the gears. When the nose gear begins to extend, it contacts the lower face of the claw levers and moves these down against the action of the spring-pots. As the nose gear doors pass the mid point of the closing travel, the spring-pots move over dead-centre and assist during the final stage of gear lowering in opening the doors. The doors, when fully open, are locked in this position by a geometric linkage which is held in an over-centre position by the spring-pots.

NOSE WHEEL STEERING

GENERAL

23. The nose wheel steering system consists essentially of a steering unit assembly, a clutch, a universal joint block, a cam plate, a linkage incorporating a spring-loaded bungee, a solenoid-operated shut-off valve, two selector buttons and a weight switch (see Figures 6-3-3 and 6-3-4). The steering unit assembly incorporates a steering selector, an actuator, shimmy damper and follow-up assembly, which, with the clutch and universal joint block, are mounted on the leg. The universal joint block provides the means of connection between the steering actuator and the toggle links and, through the latter, transfers movement of the actuator to the nose wheel.

24. The weight switch is mounted on the leg, its plunger being released by the upper toggle link during the first 25.4 mm (1 in.) (maximum) of leg compression. Until the microswitch is operated, the nose wheel steering shut-off valve is closed, thereby preventing the steering from operating.

25. The steering linkage is located between FS 132.30 and FS 153.70 and consists of a bungee assembly, a lever and a link. The bungee is connected

le train est rentré environ de moitié, il entre dans les mâchoires formées par les deux leviers à griffes et touche la face supérieure des leviers. Ces deux leviers pivotent vers le haut, fermant les trappes derrière le train à mesure que celui-ci rentre, la première moitié du mouvement se faisant contre la résistance des biellettes à ressort. Quand les trappes de train avant dépassent la mi-course à la fermeture, les biellettes à ressort passent le point mort; à partir de ce moment, la rentrée du train et la fermeture des trappes sont assistées par l'allongement des biellettes à ressort.

22. Quand on met le levier du train d'atterrissage sur DOWN, l'inverse se produit. L'alimentation hydraulique est envoyée par le robinet sélecteur de train d'atterrissage pour sortir les atterrisseurs. Quand le train commence à descendre, il entre en contact avec la face inférieure des leviers à griffes et les déplace vers le bas contre la résistance des biellettes à ressort. Quand les trappes de train avant dépassent la mi-course à la fermeture, les biellettes à ressort passent le point mort et aident à l'étape finale de sortie du train et d'ouverture des trappes. Une fois complètement ouvertes, les trappes sont verrouillées dans cette position par une tringlerie géométrique maintenue au delà du centre par les biellettes à ressort.

ORIENTATION DE LA ROUE AVANT

GÉNÉRALITÉS

23. Le circuit d'orientation du train avant comprend essentiellement un bloc d'orientation, un embrayage, un cardan, une came, une tringlerie comprenant un extenseur à ressort, un robinet d'arrêt à solénoïde, deux boutons sélecteurs et un contacteur de référence air-sol (voir figures 6-3-3 et 6-3-4). Le bloc d'orientation comprend un sélecteur d'orientation, un vérin, un amortisseur de shimmy et un mécanisme de suivi qui, avec l'embrayage et le cardan, sont montés sur la jambe. Le cardan assure la liaison entre le vérin d'orientation et les liaisons articulées et, via ces dernières, transmet le mouvement du vérin à la roue avant.

24. Le contacteur de référence air-sol est monté sur la jambe, son plongeur étant libéré par la liaison articulée pendant la compression des premiers 25.4 mm (1 po) (maximum) de la jambe. Jusqu'à ce que le microcontact soit actionné, le robinet d'arrêt d'orientation du train avant est fermé, ce qui empêche le fonctionnement du circuit d'orientation.

25. La tringlerie d'orientation est située entre FS 132.30 et FS 153.70 et comprend un extenseur, un levier et une tringle. L'extrémité arrière de l'extenseur

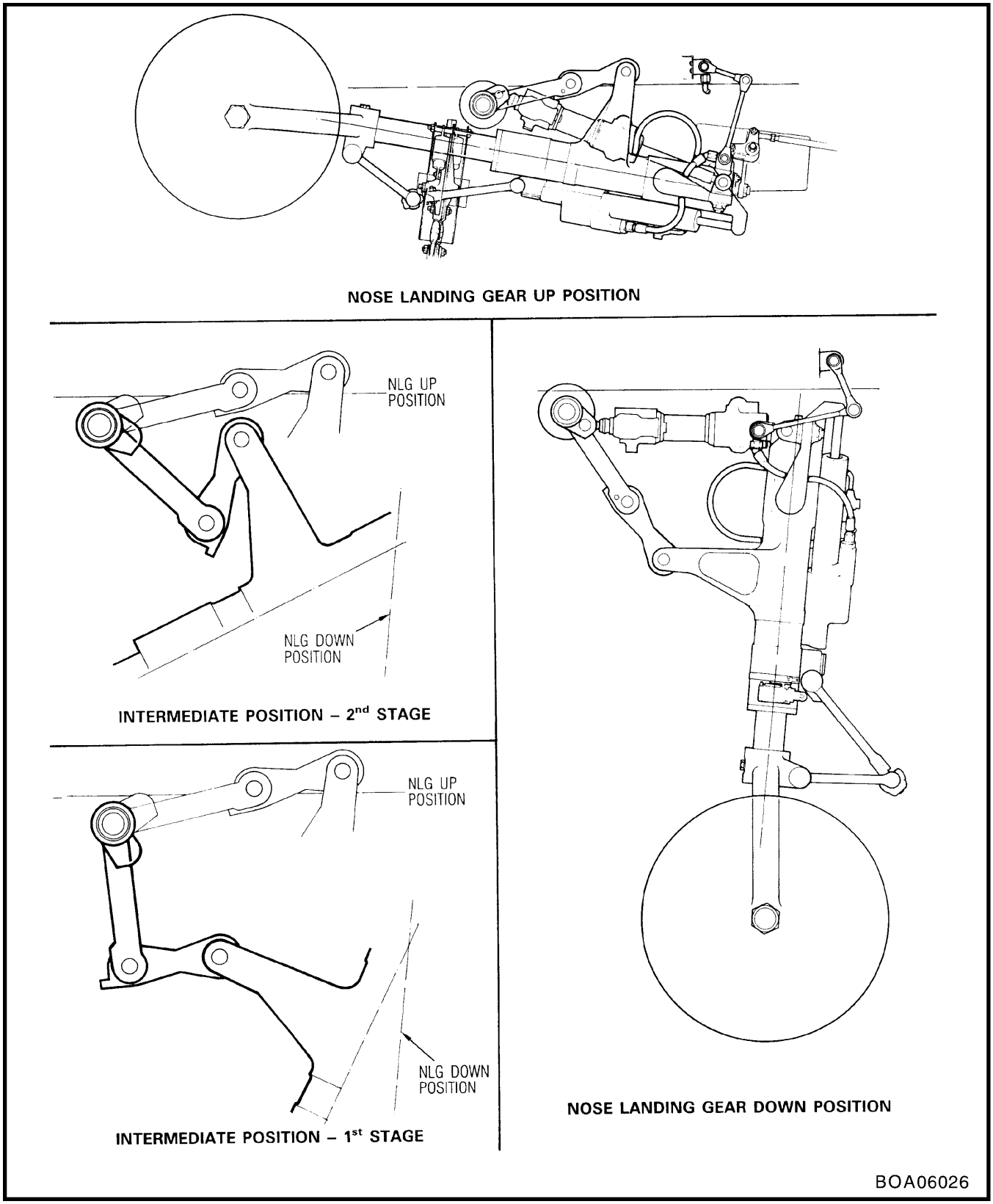


Figure 6-3-2 Nose Gear Operating Mechanism

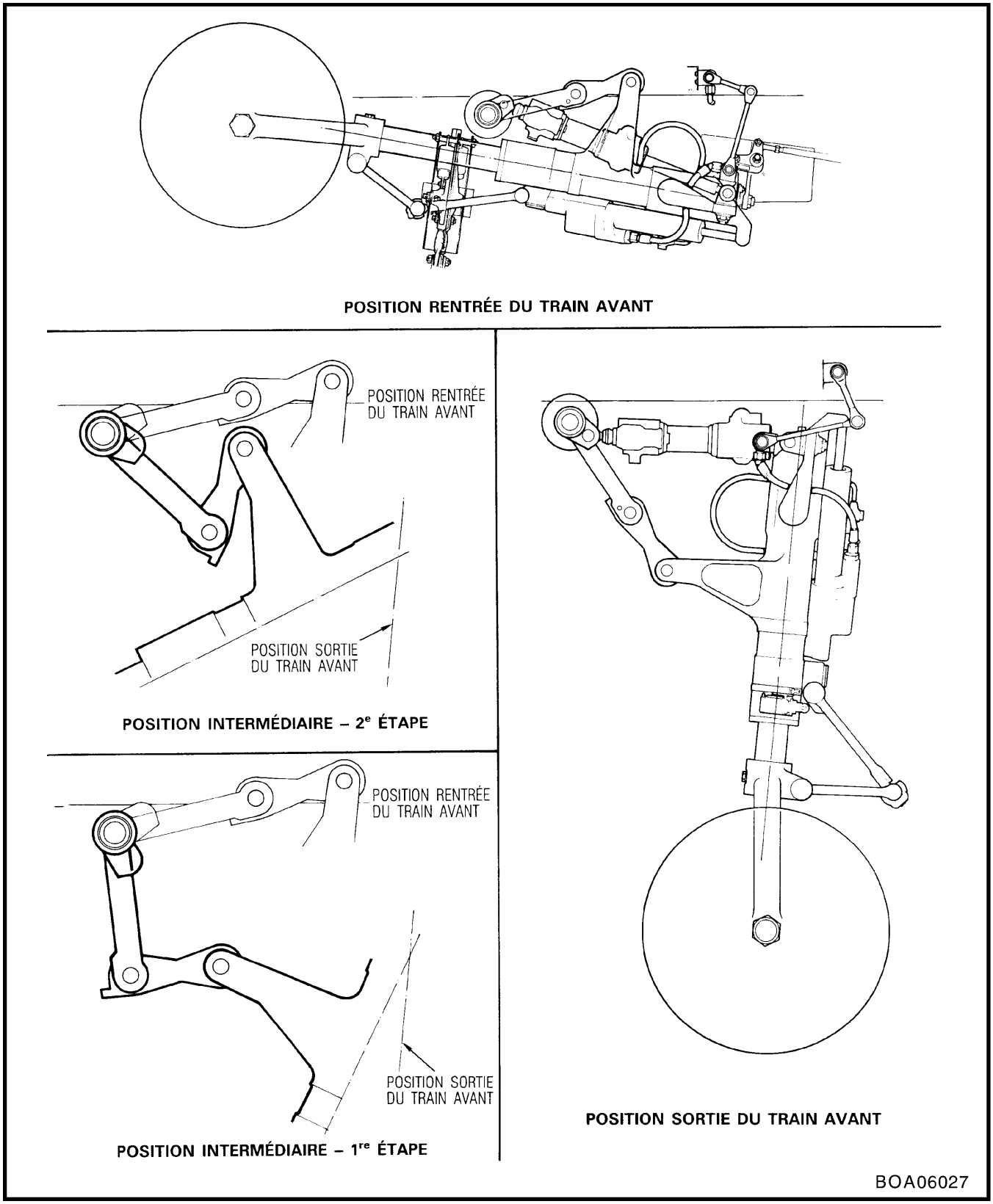
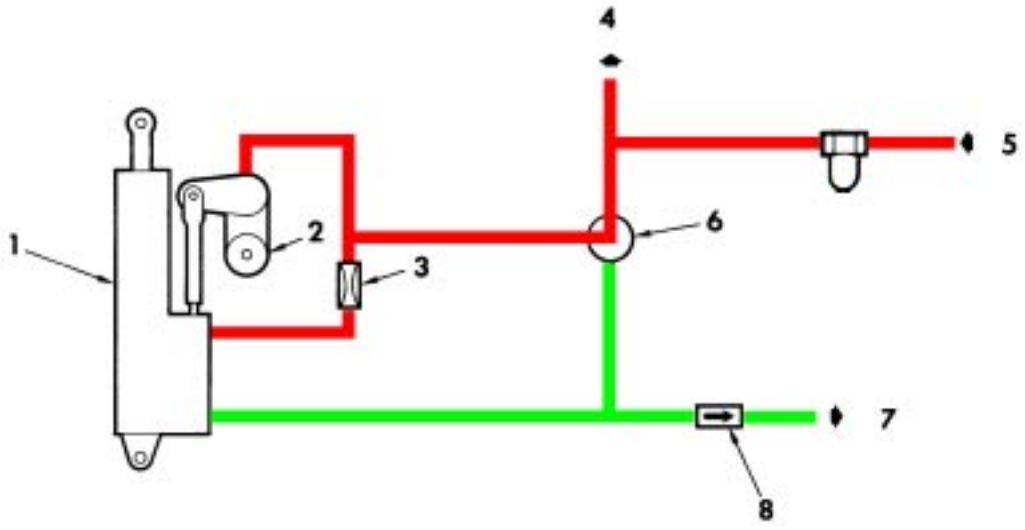


Figure 6-3-2 Mécanisme de manoeuvre du train d'atterrisage avant



1 NOSE WHEEL STEERING UNIT	1 BLOC D'ORIENTATION DE TRAIN AVANT
2 CLUTCH	2 EMBRAYAGE
3 RESTRICTOR	3 RESTRICTEUR
4 TO PRESSURE TRANSMITTER	4 VERS LE TRANSMETTEUR DE PRESSION
5 FROM MAIN PRESSURE	5 DE LA PRESSION PRINCIPALE
6 NOSE WHEEL STEERING SHUT-OFF VALVE	6 ROBINET SÉLECTEUR D'ORIENTATION DE TRAIN AVANT
7 TO RETURN	7 VERS LE RETOUR
8 CHECK VALVE	8 CLAPET ANTIRETOUR

LEGEND	LÉGENDE
PRESSURE	PRESSION
RETURN	RETOUR

BOA06028

Figure 6-3-3 Nose Wheel Steering Hydraulic System – Schematic
Figure 6-3-3 Circuit hydraulique d'orientation de train avant – schéma

at the aft end to an arm on the centre vertical shaft of the rudder pedal assembly and at the forward end to the lever. The lever connects to the link which, in turn, connects to the rotary cam plate which is itself engaged, when the nose gear is selected DOWN and the steering operated, by the spring-loaded locking piston of the clutch. The spring-loaded bungee is provided to ensure that, in the event of a steering malfunction sufficient to jam the steering mechanism, the steering can be overridden and the rudder pedals operated through the full range of movement. The link and the bungee rod-ends are both adjustable to provide steering rigging facilities.

CAUTION

The steel cable, which is fastened to the end of quick-disconnect pin and exceeds 8 inches in length (refer to C-13-288-000/MS-000), can entangle onto the head of the upper bolt that secures the RH nose gear door fork end. This can prevent the nose landing gear from fully extending. Prior to quick-disconnect pin installation, ensure that steel cable has been modified IAW C-12-114-000/CF-316.

26. The nose wheel steering is controlled by a momentary push button switch located on the grip of each control column. Movement of the rudder pedals with either switch depressed, and the weight switch actuated, will rotate the nose wheel proportionately up to a maximum of 43 degrees either side of neutral (static position). Release of the switch will cut off hydraulic power at the shut-off valve and will permit the nose wheel to castor through the full steering range. A self-centring device incorporated in the nose leg ensures that, as the leg extends, the nose wheel will automatically return to the central position. Full travel of the nose wheel through 360 degrees is facilitated by a quick-disconnect pin which secures the toggle links to the bottom of the leg.

OPERATION OF NOSE WHEEL STEERING

27. Operation of the push button switch on either of the two control column grips, with the nose gear weight switch actuated (leg compressed), opens the nose wheel steering solenoid-operated shut-off valve to direct pressure fluid to the steering clutch and valve of the steering unit. Movement of the rudder pedals is transmitted by the bungee, lever and link of the steering mechanical linkage to the cam plate,

est reliée à un bras d'un arbre sur l'arbre vertical central du palonnier, et son extrémité avant est reliée au levier. Le levier est relié à la tringle, laquelle est reliée à la came rotative. Quand le levier de commande de train est sur DOWN et que le circuit d'orientation fonctionne, la came est engagée par le piston de verrouillage à ressort de l'embrayage. Dans le cas d'une anomalie suffisamment importante pour bloquer le mécanisme d'orientation, l'extenseur à ressort permet de surpasser le dispositif d'orientation et de manoeuvrer les pédales de palonnier sur toute leur plage de mouvement. Les embouts de la tringle et de l'extenseur peuvent être ajustés pour assurer le réglage de l'orientation.

ATTENTION

Le câble en acier, qui est rattaché à l'extrémité de la goupille rapide et dont la longueur dépasse 8 pouces (se reporter à C-13-288-000/MS-000), peut s'enchevêtrer sur la tête du boulon supérieur qui fixe la chape de trappe de train avant droite. Ceci peut empêcher la sortie complète du train avant. Avant de poser la goupille rapide, s'assurer que le câble en acier a été modifié conformément à C-12-114-000/CF-316.

26. L'orientation du train avant est commandée par un bouton poussoir à contact momentané, situé sur la poignée de chaque manche de commande. Le déplacement des pédales de palonnier, avec l'un ou l'autre des poussoirs enfoncé et le contacteur de référence air-sol actionné, fait tourner la roue avant proportionnellement à la manoeuvre, jusqu'à un maximum de 43 degrés de chaque côté du point neutre (position statique). Le relâchement du poussoir coupe l'alimentation hydraulique au robinet d'arrêt et permet à la roue avant de pivoter sur toute sa plage d'orientation. Un dispositif d'autocentrage incorporé à la jambe assure le retour automatique du train avant en position centrale lorsque la jambe sort. Le pivotement complet de la roue sur 360 degrés est facilité par une goupille rapide retenant les liaisons articulées au bas de la jambe.

FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT D'ORIENTATION DE TRAIN AVANT

27. La manoeuvre du bouton poussoir sur l'une ou l'autre des poignées de manche de commande, avec le contacteur de référence air-sol actionné (jambe comprimée), ouvre le robinet d'arrêt d'orientation de train avant pour envoyer le liquide sous pression à l'embrayage et au robinet du bloc d'orientation. Le mouvement du palonnier est transmis par l'extenseur, le levier et la tringle de la

which is rotated clockwise or counter-clockwise according to the direction of pedal movement (see Figures 6-3-3 and 6-3-4).

28. The application of hydraulic pressure to the steering clutch forces the spring-loaded locking piston out to bear against the cam plate. As movement of the cam plate aligns the two, the piston engages in a slot in the cam plate and subsequent movement of the rudder pedals rotates the steering clutch on the mounting bearings in the leg, giving movement to the clutch arm. As the clutch arm is connected to the link of the valve of the steering unit, movement of the clutch arm moves the valve stem in or out, according to the movement of the arm, to direct pressure fluid to the requisite side of the steering actuator. A restrictor in the line to the steering actuator restricts the flow. The actuator, attached to lugs on the upper part of the leg and to the universal joint block, rotates the latter to move the toggle links and, through these, the piston-tube and fork assembly of the leg to which the nose wheel is attached.

29. Movement of the cylinder of the steering unit in response to movement of the steering selector valve stem, apart from rotating the universal joint block and so turning the nose wheel, acts as a follow-up mechanism by repositioning the valve sleeve over the valve stem to close the supply port from the valve to the actuator after the required degree of nose wheel turn has been obtained.

30. Shimmy damping is controlled inside the steering unit by two one-way restrictors, one at each end of the piston. These restrictors are rendered inoperative when the unit is in the pressurized state.

COMPONENT LOCATIONS

31. For location of the main components of the nose wheel steering system, see Figure 6-3-5.

BUNGEE ASSEMBLY

32. The bungee assembly of the nose wheel steering consists primarily of an aluminum alloy cylinder which houses a spring-loaded rod, the spring being contained between end-caps and nuts, and with a spacer and adjustment sleeve (see Figures 6-3-4 and 6-3-6). The bungee is secured at the aft end to an arm on the centre vertical shaft of the rudder pedal assembly and at the forward end to a bellcrank lever. The bungee has two functions. The first is to transmit movement of the rudder pedals to the cam plate and, through the steering clutch and steering unit, to the nose wheel. The second function

tringlerie mécanique d'orientation à la came. Celle-ci tourne dans le sens horaire ou antihoraire selon le mouvement du palonnier (voir figures 6-3-3 et 6-3-4).

28. L'application de la pression hydraulique à l'embrayage d'orientation fait sortir le piston de verrouillage à ressort et le pousse contre la came. Quand le mouvement de la came aligne ces deux éléments, le piston s'engage dans une fente de la came, et le mouvement subséquent des pédales de palonnier fait tourner l'embrayage d'orientation sur les paliers de fixation de la jambe, déplaçant ainsi le bras d'embrayage. Comme ce dernier est relié à la tringle du robinet du bloc d'orientation, son mouvement fait rentrer et sortir la tige du robinet pour diriger le liquide sous pression vers le côté voulu du vérin d'orientation. Un restricteur, situé dans laconduite allant au vérin d'orientation, réduit le débit. Le vérin, fixé à des pattes sur la partie supérieure de la jambe et au cardan, fait tourner ce dernier pour déplacer les liaisons articulées et, via ces dernières, le tube du piston et la chape de la jambe à laquelle la roue est fixée.

29. Le déplacement du cylindre du bloc d'orientation, en réponse au mouvement de la tige du robinet d'orientation, fait tourner le cardan pour orienter la roue avant, et agit aussi comme mécanisme de suivi en repositionnant le manchon du robinet sur la tige pour fermer l'orifice d'alimentation allant du robinet au vérin une fois qu'on a obtenu l'angle d'orientation voulu pour le train avant.

30. L'amortisseur de shimmy est commandé à l'intérieur du bloc d'orientation par deux restricteurs à une voie, situés chacun à une extrémité du piston. Ces restricteurs sont mis hors service quand le bloc est en pression.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

31. Pour l'emplacement des principaux éléments du circuit d'orientation de train avant, voir figure 6-3-5.

EXTENSEUR

32. L'extenseur du circuit d'orientation de train avant comprend essentiellement un cylindre en alliage d'aluminium logeant une tige à ressort. Le ressort est contenu entre les chapeaux et les écrous d'extrémité et comprend une entretoise et un manchon de réglage (voir figures 6-3-4 et 6-3-6). L'extrémité arrière de l'extenseur est fixée à un bras sur l'arbre vertical central du palonnier, et l'extrémité avant est fixée à un guignol. L'extenseur remplit deux fonctions. La première consiste à transmettre le mouvement des pédales de palonnier à la came et, via l'embrayage d'orientation et le bloc d'orientation,

is to provide the means of operating the rudder pedals through the full range of movement in the event of the steering system jamming, any loading on the bungee above 245 to 289 N (55 to 65 lb) overcoming the spring to permit movement of the cylinder up or down along the rod.

à la roue avant. La seconde fonction est de permettre le fonctionnement des pédales de palonnier sur toute la plage de déplacement en cas de blocage du circuit d'orientation, toute force de plus de 245 à 289 N (55 à 65 lb) exercée sur l'extenseur suffisant à vaincre la résistance du ressort et permettant le déplacement du cylindre vers le haut ou vers le bas le long de la tige.

NOSE WHEEL STEERING SHUT-OFF VALVE

33. The nose wheel steering shut-off valve is a two-position three-way solenoid-operated unit. The valve is controlled by either of the selector buttons mounted on the grip of each control column. A weight switch, mounted on the nose gear leg, safeties the steering system, preventing its operation unless the nose gear leg is compressed. The valve consists essentially of a body, which has pressure, cylinder and return ports, and houses a spool and sleeve assembly, operated by a solenoid. In the solenoid de-energized (closed) position, the cylinder and return ports are connected. When the solenoid is energized, the spool moves within the sleeve to connect the pressure port to the cylinder port to permit pressure fluid to be supplied to the steering unit. For further information pertaining to the nose wheel steering shut-off valve, see C-13-883-000/MS-000.

ROBINET D'ARRÊT D'ORIENTATION DE TRAIN AVANT

33. Le robinet d'arrêt d'orientation de train avant est un dispositif à trois voies et deux positions, actionné par solénoïde. Le robinet est commandé par l'un ou l'autre des boutons sélecteurs montés sur la poignée de chaque manche de commande. Un contacteur de référence air-sol, monté sur la jambe de train avant, assure la sécurité du circuit d'orientation en empêchant son fonctionnement si la jambe n'est pas comprimée. Le robinet est essentiellement constitué d'un corps muni d'orifices de pression, de cylindre et de retour, et loge un ensemble tiroir et manchon commandé par un solénoïde. Lorsque le solénoïde est désexcité (position fermée), les orifices de cylindre et de retour sont reliés. Quand le solénoïde est excité, le tiroir se déplace dans le manchon pour relier l'orifice de pression à l'orifice de cylindre et permettre au liquide sous pression d'arriver au bloc d'orientation. Pour plus de renseignements sur le robinet d'arrêt d'orientation de train avant, voir C-13-883-000/MS-000.

NOSE WHEEL

34. A forged aluminum wheel is installed on the nose gear. The wheel consists of an inner and outer half held together by three bolts and nuts, with a plain washer located under each nut and a countersunk washer under the head of each bolt. Bolts are of the internal-wrenching type and the nuts are self-locking. Nuts are lub-torqued, using antiseize compound (see Figure 1-2, Item 1), on assembly of 11.3 N•m (100 in•lb). The compound is applied to the bolt threads and the bearing surfaces of bolt heads, nuts and washers. A tapered roller bearing is mounted in each wheel half. Wheel halves are balanced to within 7.06 mN•m (1 in•oz). For further information pertaining to the nose wheel, see C-13-171-000/MS-000.

ROUE DE TRAIN AVANT

34. Le train avant est équipé d'une roue en aluminium forgé, composée d'une demi-roue extérieure et d'une demi-roue intérieure, maintenues ensemble par trois boulons et écrous, avec une rondelle ordinaire sous chaque écrou et une rondelle fraisée sous la tête de chaque boulon. Les boulons sont à pans creux et les écrous sont autobloquants. Les écrous sont lubrifiés à l'assemblage avec un composé antigrippant (voir figure 1-2, article 1) et serrés à un couple de 11.3 N•m (100 po•lb). Le composé est appliqué sur les filets du boulon et sur les surfaces d'appui des têtes de boulon, des écrous et des rondelles. Un palier à rouleaux coniques est monté dans chaque demi-roue. Les demi-roues sont équilibrées à 7.06 mN•m (1 po•oz) près. Pour plus de renseignements sur la roue de train avant, voir C-13-171-000/MS-000.

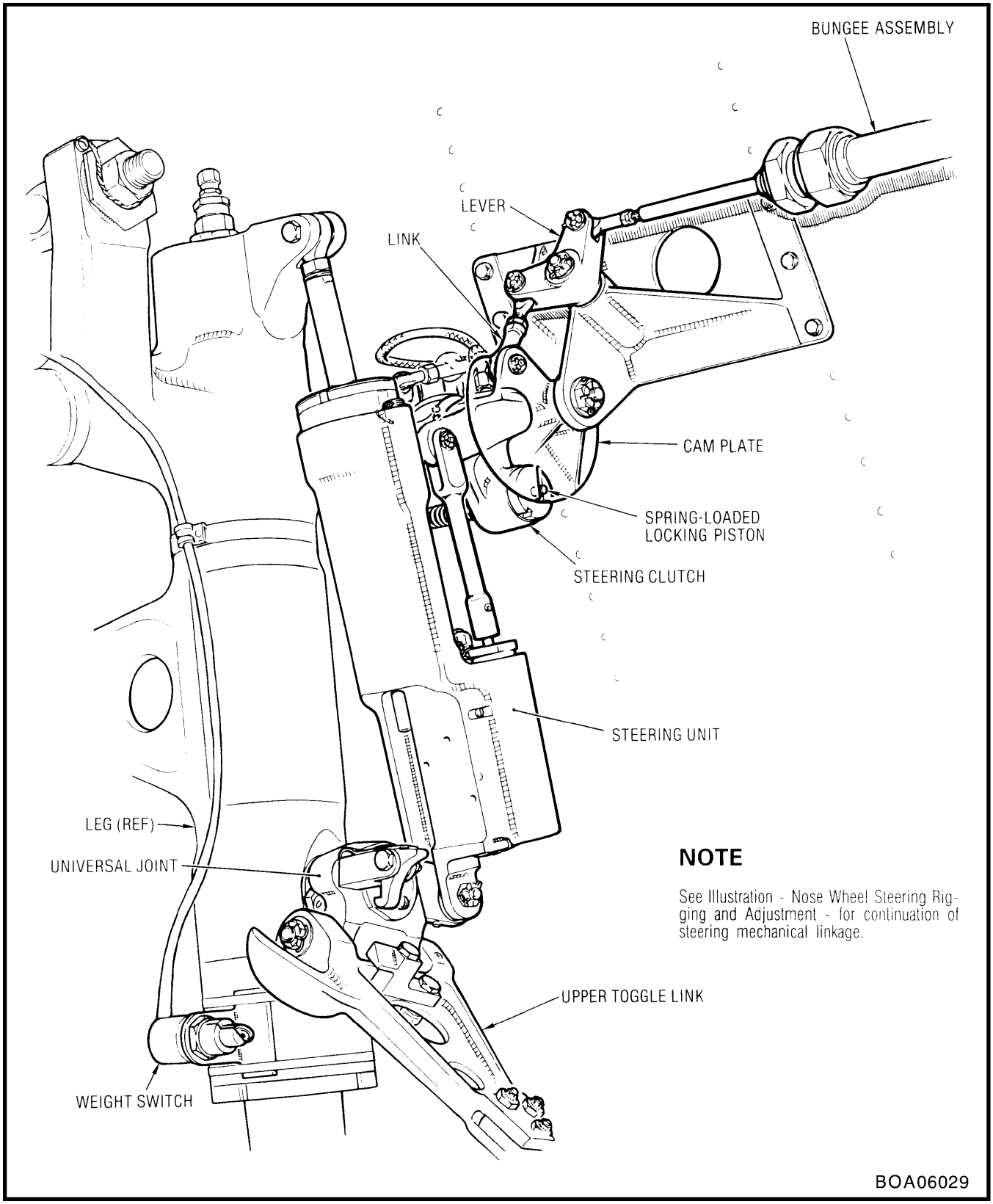


Figure 6-3-4 Nose Wheel Steering System

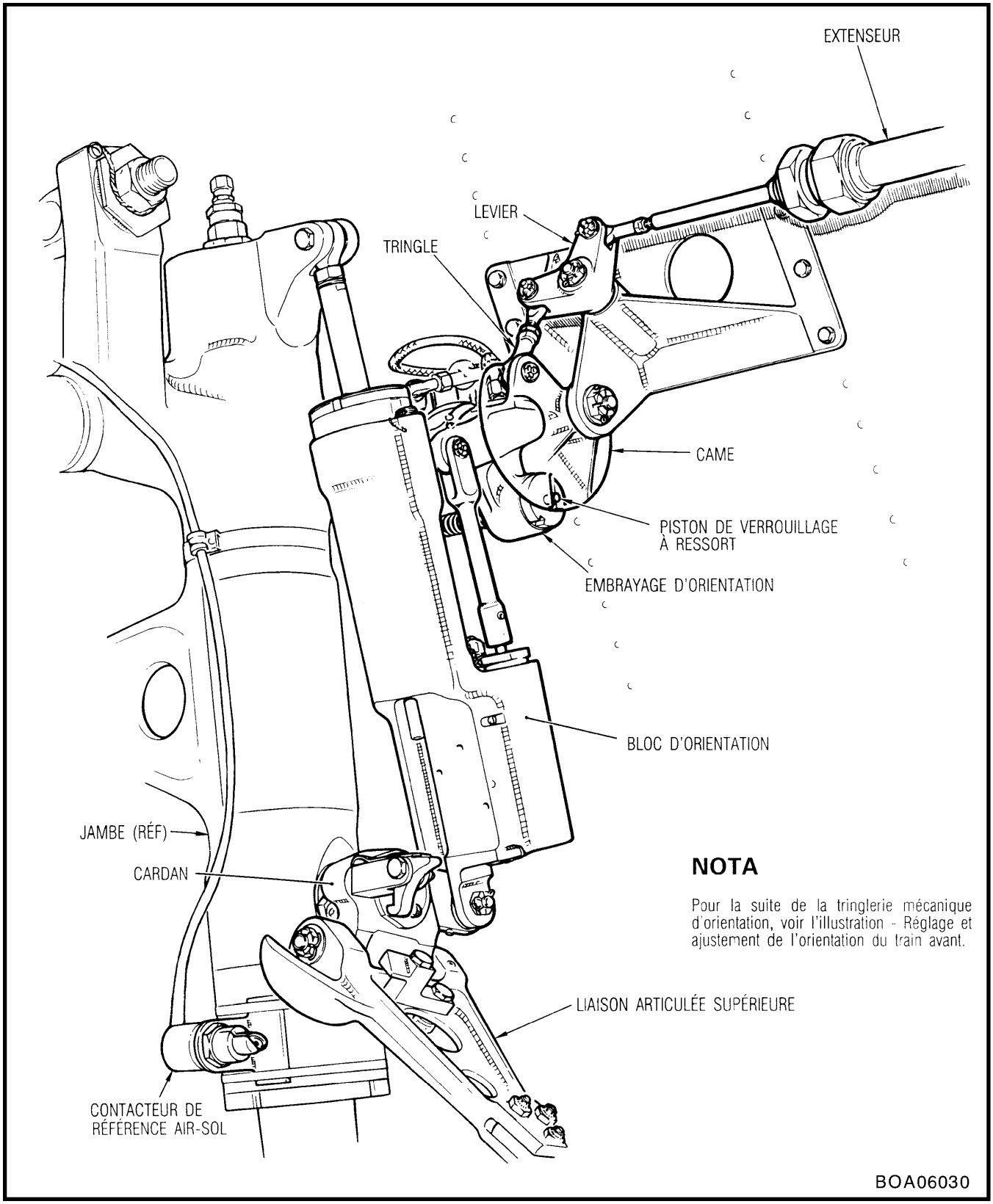


Figure 6-3-4 Circuit d'orientation de train avant

Component Élément	Location Emplacement
Steering unit Bloc d'orientation	Attached to lugs on nose gear leg and to toggle links universal joint block Fixé aux pattes sur la jambe de train avant et au cardan des liaisons articulées
Steering clutch Embrayage d'orientation	Attached to right trunnion arm of nose gear leg Fixé au bras de tourillon droit de la jambe de train avant
Steering linkage, consisting of bungee, lever, link and cam plate Tringlerie d'orientation, comprenant un extenseur, un levier, une tringle et une came	Between FS 132.30 and FS 153.70 Entre FS 132.30 et FS 153.70
Nose wheel steering shut-off valve Robinet d'arrêt d'orientation de train avant	FS 172
Selector buttons Boutons sélecteurs	On grip of each control column Sur la poignée de chaque manche de commande
Weight switch Contacteur de référence air-sol	Nose gear leg Jambe de train avant

Figure 6-3-5 Component Locations
Figure 6-3-5 Emplacement des éléments

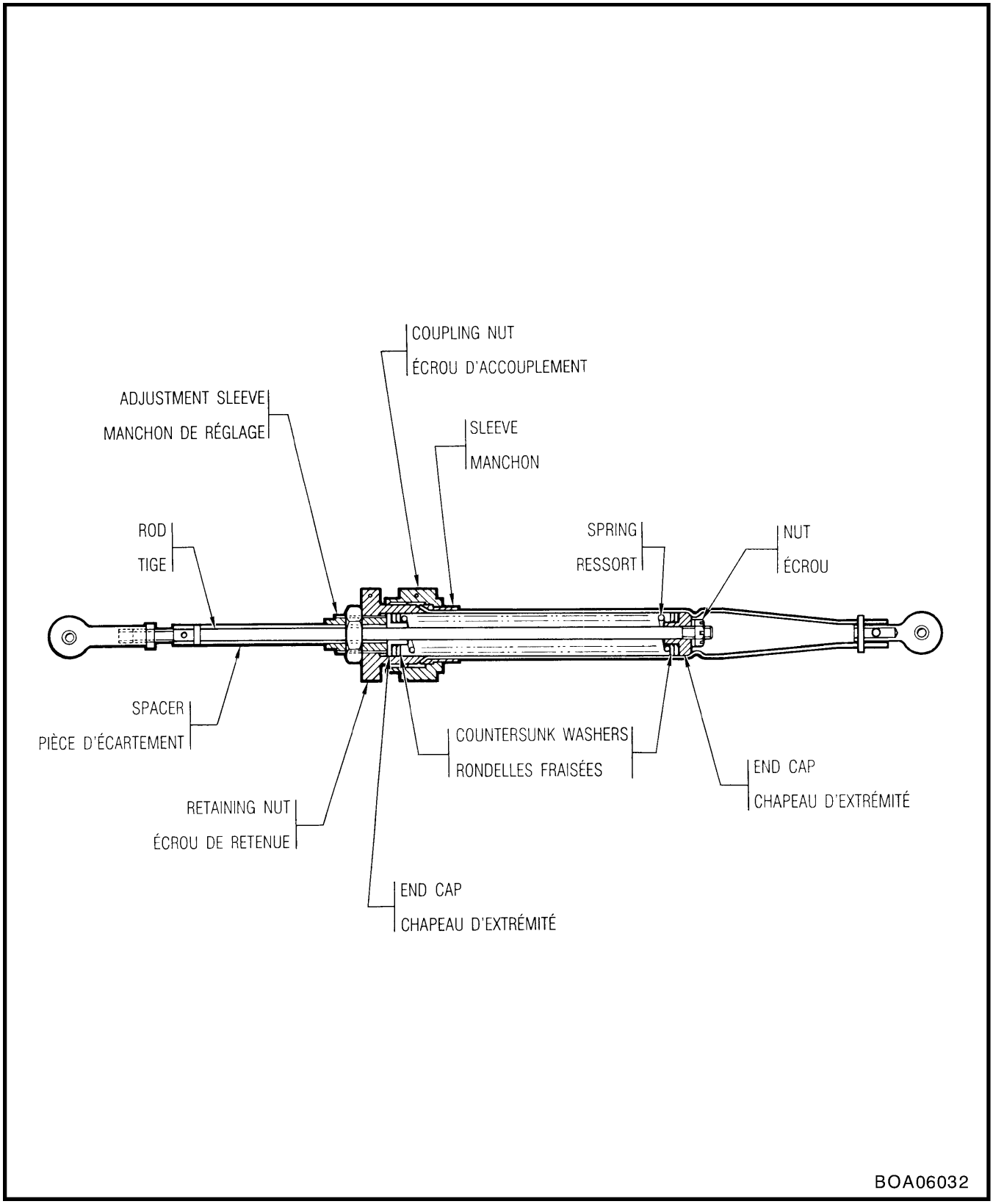


Figure 6-3-6 Bungee Assembly
Figure 6-3-6 Extenseur

SECTION 4

REMOVAL AND INSTALLATION OF COMPONENTS

GENERAL

1. All information pertaining to the removal and installation of the landing gear or landing gear components, rigging procedures and functional checks is found in this section.

MAIN LANDING GEAR

REMOVAL

2. Proceed as follows (see Figure 6-4-1):

a. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

NOTE

The main wheel and brake assembly need not be removed if the same leg will be reinstalled.

b. Remove main wheel (see Paragraph 27).

c. Remove brake assembly (see Paragraph 29).

d. Connect ground power to aircraft. Open main wheel doors by operating hydraulic hand pump with ground servicing switch in port main gear bay selected to OPEN.

e. Disconnect weight switch lead at quick-disconnect in wheel well.

f. Disconnect brake line (9) at top of leg. Cap open ends and place tag in cockpit that brakes are not to be operated.

g. Remove cotter pin, nut and washer, and release actuator (6) from leg pin (7). Secure actuator clear of leg and, with thrust washer (8) located on pin (7), temporarily install washer and nut.

h. Disconnect leg door from leg by removing cotter pin, washer and pin (16).

SECTION 4

POSE ET DÉPOSE DES ÉLÉMENTS

GÉNÉRALITÉS

1. La présente section contient tous les renseignements relatifs à la dépose et à la pose du train d'atterrissage ou de ses éléments, aux méthodes de réglage et aux vérifications de fonctionnement.

TRAIN D'ATTERRISSAGE PRINCIPAL

DÉPOSE

2. Procéder comme suit (voir figure 6-4-1) :

a. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

NOTA

La roue et le frein de train principal n'ont pas besoin d'être déposés si la même jambe doit être reposée par la suite.

b. Déposer la roue de train principal (voir paragraphe 27).

c. Déposer le frein (voir paragraphe 29).

d. Brancher l'alimentation de parc à l'avion. Ouvrir les trappes de train principal en utilisant la pompe à main hydraulique, avec l'interrupteur d'entretien au sol du compartiment de train principal gauche sur OPEN.

e. Débrancher le fil du contacteur de référence air-sol au niveau du raccord rapide dans le logement de roue.

f. Débrancher la conduite de frein (9) au sommet de la jambe. Boucher les extrémités ouvertes et, dans le poste de pilotage, poser une affichette indiquant que les freins ne doivent pas être utilisés.

g. Enlever la goupille fendue, l'écrou et la rondelle, et dégager le vérin (6) de la goupille de la jambe (7). Fixer le vérin de façon qu'il soit dégagé de la jambe et, avec la rondelle de butée (8) posée sur la goupille (7), poser provisoirement une rondelle et un écrou.

h. Détacher la trappe de la jambe en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et la goupille (16).

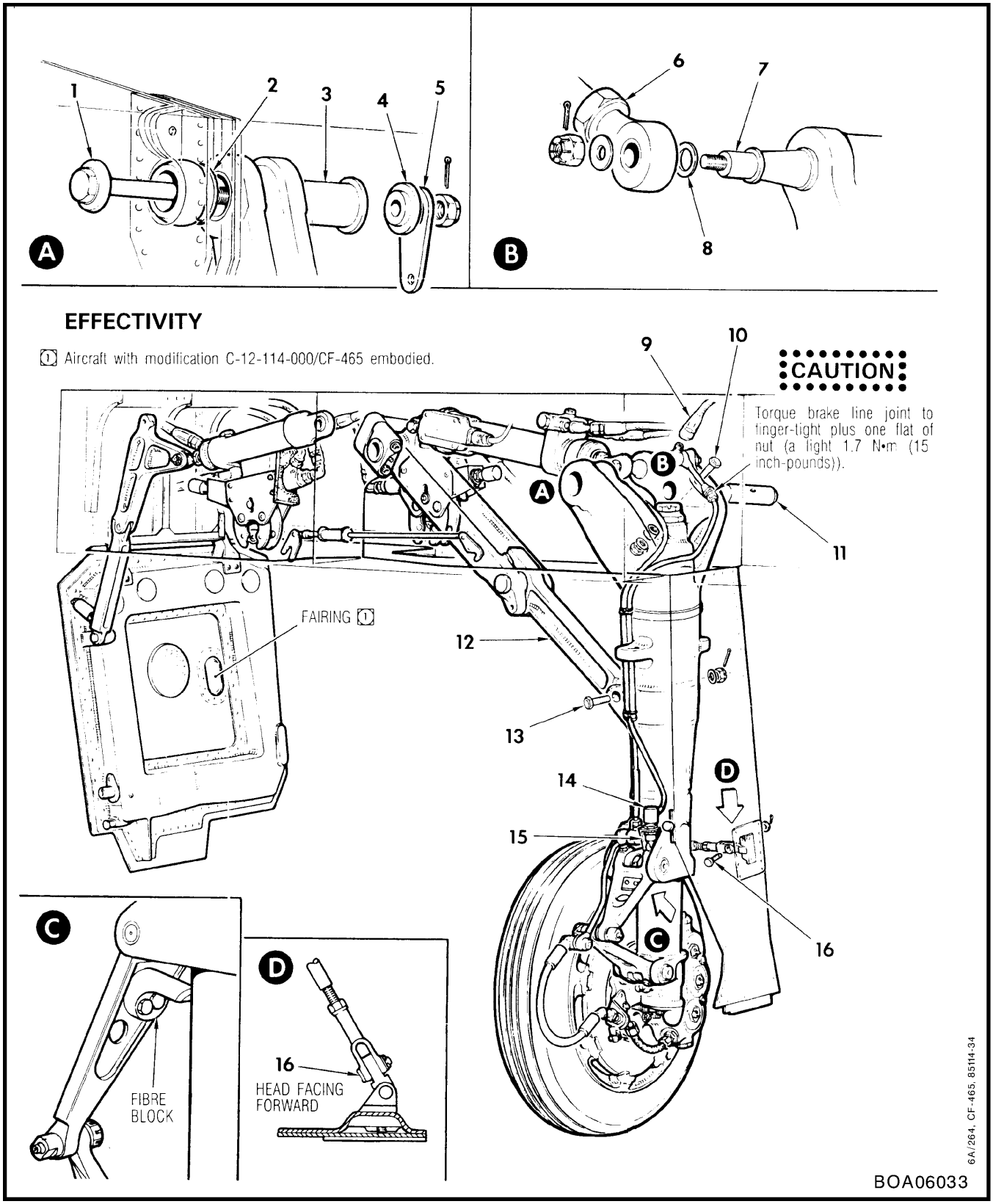


Figure 6-4-1 Removal and Installation of Main Gear

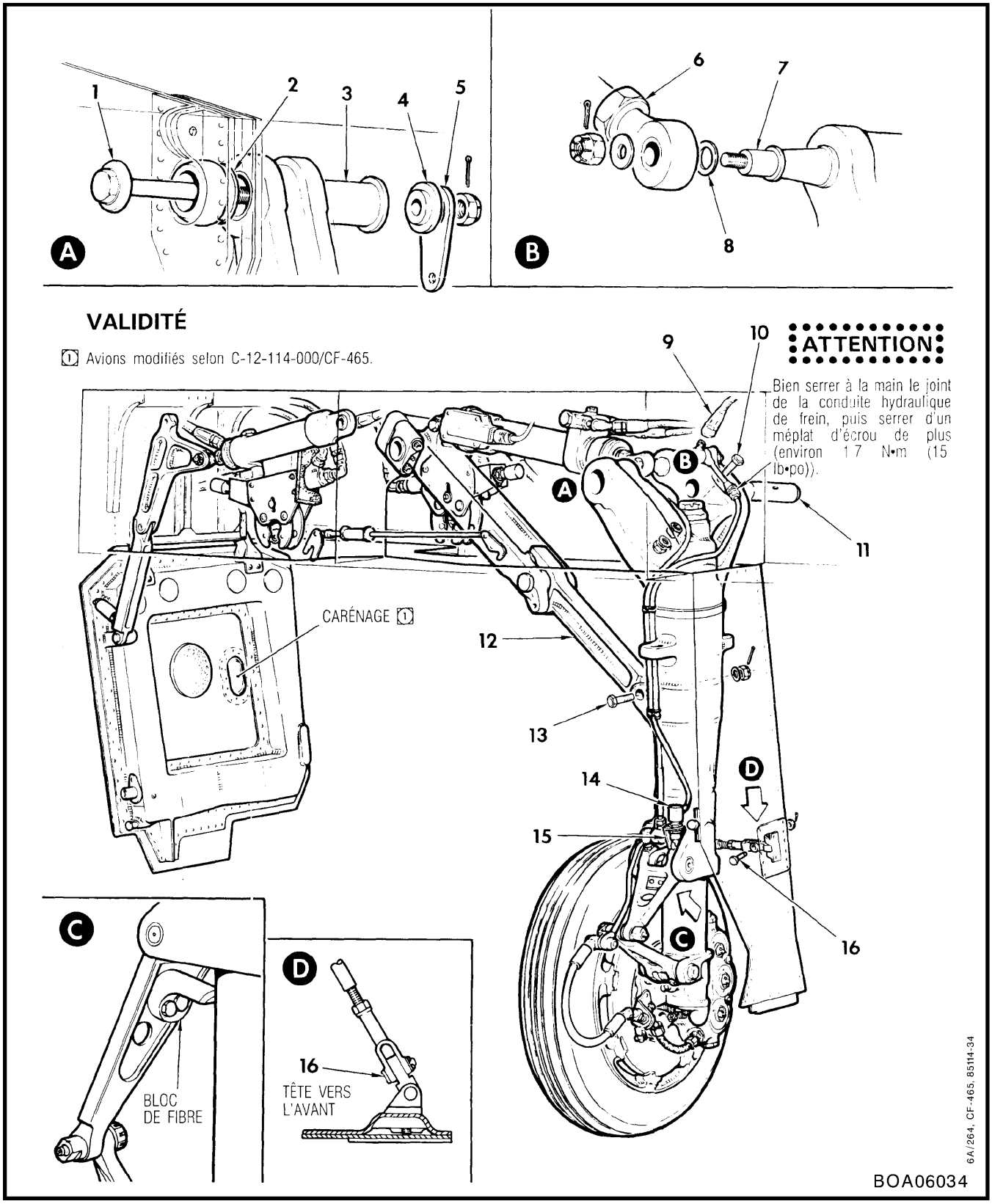


Figure 6-4-1 Dépose et pose du train principal

i. Disconnect side stay (12) from leg by removing cotter pin, nut, washer and bolt (13). Secure side stay clear of leg.

j. Remove nut, washer, spacer and bolt (10) from rear pivot pin (11), and cotter pin, nut, retainer plate (5), guide washer (4) and special bolt (1) from forward pivot pin (3).

WARNING

Visually inspect pivot pin (3) for cracks or damage.

CAUTION

If brake assembly has not been removed (see Step c), handle and position leg with care to avoid damage to brake assembly.

k. With leg supported, withdraw pivot pins (3 and 11) using special tools (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 36) and remove special washer (2). Slide gear inwards, turn gear and remove from aircraft.

INSTALLATION

3. Proceed as follows (see Figure 6-4-1):

NOTE

On assembly, lubricate all moving parts of gear (see C-12-114-000/MF-001). For correct procedure on installation of hydraulic lines, see C-12-010-040/TR-011.

a. Offer up and align gear with Unibal bearing and mounting plate bush.

b. With special washer (2) located with bevelled edge towards Unibal (see Figure 6-4-14), install forward (3) and rear (11) pivot pins, using special tools (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 36).

i. Détacher la contrefiche latérale (12) de la jambe en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (13). Fixer la contrefiche latérale de façon qu'elle soit dégagée de la jambe.

j. Enlever l'écrou, la rondelle, la pièce d'écartement et le boulon (10) de l'axe pivot arrière (11), et enlever la goupille fendue, l'écrou, la plaque de retenue (5), la rondelle-guide (4) et le boulon spécial (1) de l'axe pivot avant (3).

AVERTISSEMENT

Inspecter visuellement l'axe pivot (3) pour vérifier qu'il n'est pas fissuré ou endommagé.

ATTENTION

Si le frein n'a pas été déposé (voir l'étape c), manoeuvrer et positionner la jambe avec soin pour éviter d'endommager le frein.

k. Avec la jambe soutenue, retirer les axes pivots (3 et 11) au moyen d'outils spéciaux (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 36) et enlever la rondelle spéciale (2). Glisser le train vers l'intérieur, le tourner et le déposer de l'avion.

POSE

3. Procéder comme suit (voir figure 6-4-1) :

NOTA

Au montage, lubrifier toutes les parties mobiles du train (voir C-12-114-000/MF-001). Pour la méthode correcte de pose des conduites hydrauliques, voir C-12-010-040/TR-011.

a. Présenter et aligner le train par rapport au palier Unibal et à la bague de la plaque de fixation.

b. Avec une rondelle spéciale (2) dont le bord chanfreiné fait face au palier Unibal (voir figure 6-4-14), poser les axes pivots avant (3) et arrière (11) en utilisant les outils spéciaux (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 36).

c. Install bolt (10), spacer (under bolt head), washer and nut on rear pivot pin (11), and special bolt (1), guide washer (4), retainer plate (5), nut and cotter pin on forward pivot pin (3), torquing nuts to values detailed in Figure 6-4-14.

d. Connect side stay (12) to leg with bolt (13), washer, nut and cotter pin.

e. Connect brake line (9) to connection at top of leg.

f. Release air from leg (see C-12-114-000/MF-001).

g. Install and adjust weight switch (14). Clip lead of switch to clipping positions on leg and to retainer plate (5). Connect weight switch lead at quick-disconnect in wheel well. On completion of switch adjustment, recharge leg (see C-12-114-000/MF-001).

h. Connect actuator (6) to pin (7) with plain washer, nut and cotter pin, and with thrust washer (8) installed at inner face with its chamfered side towards gear. Adjust actuator (see Paragraph 5).

i. If applicable, install brake assembly (see Paragraph 29).

j. If applicable, install main wheel (see Paragraph 28).

k. Bleed and operate the brakes (see Paragraph 32).

l. Install ground safety locking pins to nose gear and serviceable main gear.

m. Prepare to operate gear being serviced (see Paragraph 55).

n. With hydraulic pressure off, check that ground safety locking pin can be easily inserted and withdrawn.

o. With 10 342 kPa (1500 psi) hydraulic pressure applied, check that gap at over-centre knuckle joint of side stay is from 0.051 to 0.254 mm (0.002 to 0.010 in.) when an upward force of

c. Poser le boulon (10), la pièce d'écartement (sous la tête du boulon), la rondelle et l'écrou sur l'axe pivot arrière (11), et poser le boulon spécial (1), la rondelle-guide (4), la plaque de retenue (5), l'écrou et la goupille fendue sur l'axe pivot avant (3), en serrant les écrous aux couples indiqués à la figure 6-4-14.

d. Raccorder la contrefiche latérale (12) à la jambe avec le boulon (13), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

e. Rattacher la conduite de frein (9) au raccord au sommet de la jambe.

f. Évacuer l'air de la jambe (voir C-12-114-000/MF-001).

g. Poser et régler le contacteur de référence air-sol (14). Fixer les fils du contacteur aux points d'attache sur la jambe et à la plaque de retenue (5). Brancher le fil du contacteur de référence air-sol au raccord rapide dans le logement de roue. Une fois le contacteur réglé, refaire le remplissage de la jambe (voir C-12-114-000/MF-001).

h. Raccorder le vérin (6) à la goupille (7) avec une rondelle ordinaire, un écrou et une goupille fendue, avec la rondelle de butée (8) posée sur la face intérieure et le côté chanfreiné vers le train. Régler le vérin (voir paragraphe 5).

i. Au besoin, poser le frein (voir paragraphe 29).

j. Au besoin, poser la roue de train principal (voir paragraphe 28).

k. Purger et faire fonctionner les freins (voir paragraphe 32).

l. Poser les goupilles de sécurité au sol sur le train avant et sur les trains en état de fonctionnement.

m. Se préparer à faire fonctionner l'atterrisseur faisant l'objet de l'entretien (voir paragraphe 55).

n. Avec la pression hydraulique coupée, vérifier que la goupille de sécurité au sol peut être facilement insérée et retirée.

o. Avec une pression hydraulique de 10 342 kPa (1500 lb/po^2), vérifier que l'espacement au joint à rotule de verrouillage décentré de la contrefiche latérale se situe entre 0.051 et

44.5 newtons (10 lb) is applied to joint. Adjustment to obtain gap requirement may be carried out as follows:

(1) Adjust rod-end of actuator in increments of 1/8 turn at a time.

(2) Screw rod-end in to decrease and out to increase gap.

(3) Lock rod-end adjustment.

(4) Extend actuator slightly and rotate shaft to align fork-end of actuator with its pick-up point.

(5) Check attaching bolt for drop fit.

(6) Repeat until gap requirement is met.

(7) Gap is to be checked with gear locked down, 10 342 kPa (1500 psi) pressure on the actuator and side stay pushed up with an applied force of 44.5 newtons (10 lb) at knuckle joint.

NOTE

If tight bearings give faulty readings when a 10 lb load is applied to the knuckle joint, loosen nuts securing the lower side stay assembly to allow the inner race of the bearing to turn on the bolts. Recheck as in Step o (7) and retorque the nuts.

p. Repeat Step n with 10 342 kPa (1500 psi) hydraulic pressure applied.

q. Place gear control lever to UP and slowly retract gear. Check that gear retracts smoothly, with no binding, and that there is clearance between piping and moving parts. Clearance between gear and structure, etc, shall be at least 2.54 mm (0.100 in.). Check that there is at least 19.05 mm (3/4 in.) radial clearance around tire.

r. Check that uplock engages correctly and that alignment meets requirements of Paragraph 8. Check that, when hydraulic pressure is

0.254 mm (0.002 et 0.010 po) quand une force ascendante de 44.5 newtons (10 lb) est appliquée au joint. Pour obtenir cet espacement, effectuer le réglage comme suit :

(1) Régler l'embout de tige du vérin à raison de 1/8 tour à la fois.

(2) Visser l'embout de tige pour diminuer l'espacement et la dévisser pour augmenter l'espacement.

(3) Verrouiller le réglage de l'embout de tige.

(4) Sortir le vérin légèrement et faire tourner l'arbre pour aligner la chape du vérin avec son point de contact.

(5) Vérifier que le boulon de fixation s'ajuste librement.

(6) Répéter jusqu'à obtention de l'espacement requis.

(7) L'espacement doit être vérifié avec le train verrouillé en position sortie, avec une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) sur le vérin, et la contrefiche latérale poussée vers le haut, avec une force de 44.5 newtons (10 lb) appliquée au joint à rotule.

NOTA

Si les paliers sont trop serrés et donnent des indications erronées quand on exerce une force de 10 lb sur le joint à rotule, desserrer les écrous fixant la contrefiche latérale inférieure pour permettre au chemin intérieur du palier de tourner sur les boulons. Refaire la vérification comme à l'étape o (7) et resserrer les écrous.

p. Répéter l'étape n en appliquant une pression hydraulique de 10 342 kPa (1500 lb/po^2).

q. Mettre le levier de commande de train sur UP et rentrer le train lentement. Vérifier que le train rentre en douceur, sans coinçage, et qu'il y a dégagement entre la tuyauterie et les pièces mobiles. Le dégagement entre le train et les pièces structurales ou autres doit être d'au moins 2.54 mm (0.100 po). Vérifier qu'il y a au moins 19.05 mm (3/4 po) de dégagement radial autour du pneu.

r. Vérifier que le verrou de position rentrée s'engage bien et que l'alignement est conforme aux exigences du paragraphe 8.

released, uplock retains gear in retracted position.

NOTE

If difficulty is experienced with uplock engagement and/or obtaining retraction time on installation of a replacement leg assembly, proceed as follows:

(1) Remove uplock roller from leg assembly and reduce roller outside diameter to 18.3 (+0.051, –0.000) mm (0.720 [+0.002, –0.000] in.).

(2) Treat affected area with phosphate and then bake (see C-12-010-040/TR-021).

(3) Apply solid film lubricant (see C-12-114-000/MN-000).

(4) Install roller on leg and operate gear.

CAUTION

To obtain the required clearance of at least 0.508 mm (0.020 in.) between the door connecting link and the brake bleed valve when the leg is compressed, it is essential that the cutouts in the fork pivot are towards the brake bleed valve as shown in Figure 6-4-8.

s. Lower gear. Connect link of leg door to leg with pin (16), washer and cotter pin.

t. Remove ground safety locking pins from other two gears.

u. Operate the landing gear. Check that doors of gear being serviced close correctly, flush with skin. Check that clearances are correct (see Paragraphs 14 and 17) and that latching mechanism functions correctly to lock leg door.

v. Operate gear several times and check that operating pressures and times are within stipulated limits (see Paragraph 55).

Vérifier que, lorsque la pression hydraulique est relâchée, le verrou de position rentrée retient le train en position rentrée.

NOTA

S'il est difficile d'engager le verrou de position rentrée ou d'obtenir le temps de rentrée adéquat lors de la pose d'une jambe de remplacement, procéder comme suit :

(1) Déposer le galet du verrou de position rentrée de la jambe et réduire le diamètre extérieur du galet à 18.3 (+0.051, –0.000) mm (0.720 [+0.002, –0.000] po).

(2) Traiter la zone touchée au phosphate et recuire (voir C-12-010-040/TR-021).

(3) Appliquer un lubrifiant solide (voir C-12-114-000/MN-000).

(4) Poser un galet sur la jambe et faire fonctionner le train.

ATTENTION

Pour avoir le dégagement voulu d'au moins 0.508 mm (0.020 po) entre la tringle de connexion de trappe et le robinet de purge de frein quand la jambe est comprimée, il est essentiel que les découpes dans le pivot de la fourche soient orientées vers le robinet de purge de frein, tel qu'illustré à la figure 6-4-8.

s. Abaisser le train. Attacher la tringle de la trappe de jambe à la jambe avec une goupille (16), une rondelle et une goupille fendue.

t. Enlever les goupilles de sécurité au sol des deux autres atterrisseurs.

u. Faire fonctionner le train d'atterrissage. Vérifier que les trappes de train faisant l'objet de l'entretien sont bien fermées et affleurent le revêtement. Vérifier que les dégagements sont corrects (voir paragraphes 14 et 17) et que le mécanisme de verrouillage de la trappe de jambe fonctionne bien.

v. Faire fonctionner le train plusieurs fois et vérifier que les pressions et temps de fonctionnement sont dans les limites stipulées (voir paragraphe 55).

w. Check that all components removed or disturbed during the foregoing operations are correctly locked and, where applicable, in safety.

x. Remove ground power. Install ground safety locking pins. Lower aircraft to ground and remove jacking equipment (see C-12-114-000/MF-001).

y. Check that tire and leg are correctly charged (see C-12-114-000/MF-001).

MAIN LANDING GEAR ACTUATOR

REMOVAL

4. Proceed as follows (see Figure 6-4-2):

a. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

b. Connect ground power to aircraft. Open main wheel doors by operating hydraulic hand pump with ground servicing switch in port main gear bay selected to OPEN.

c. Release all residual pressure from hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001). Tag hand pump in cockpit to indicate that hydraulics shall not be used.

d. Remove bolt securing lower side stay to leg and swing side stay inboard (this provides better access to bolt (6)).

e. Release actuator from side stay by removing cotter pin, nut, washer and bolt (6).

f. Disconnect limit switch plug (1).

g. Release actuator from leg pin (2) by removing cotter pin, nut and washer. Note that thrust washer (3) is installed at inner face.

h. Disconnect hydraulic lines (4, 5 and 7) from actuator. Cap open ends. Remove actuator from aircraft.

w. Vérifier que toutes les pièces déposées ou dérangées pendant les opérations précédentes sont verrouillées et, si nécessaire, fixées en lieu sûr.

x. Débrancher l'alimentation de parc. Poser les goupilles de sécurité au sol. Descendre l'avion au sol et enlever l'équipement de levage (voir C-12-114-000/MF-001).

y. Vérifier que le pneu et la jambe sont bien gonflés (voir C-12-114-000/MF-001).

VÉRIN DE TRAIN D'ATTERRISSAGE PRINCIPAL

DÉPOSE

4. Procéder comme suit (voir figure 6-4-2) :

a. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Brancher l'alimentation de parc à l'avion. Ouvrir les trappes de train principal en utilisant la pompe à main hydraulique, avec l'interrupteur d'entretien au sol du compartiment de train principal gauche sur OPEN.

c. Relâcher la pression résiduelle du circuit hydraulique (voir C-12-114-0B0/MF-001). Mettre une affichette sur la pompe à main dans le poste de pilotage pour indiquer que le circuit hydraulique ne doit pas être utilisé.

d. Enlever le boulon retenant la partie inférieure de la contrefiche latérale à la jambe, et basculer la contrefiche vers l'intérieur (ceci donne un meilleur accès au boulon (6)).

e. Dégager le vérin de la contrefiche latérale en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (6).

f. Débrancher la fiche du contacteur de fin de course (1).

g. Dégager le vérin de l'axe de la jambe (2) en enlevant la goupille fendue, l'écrou et la rondelle. Noter que la rondelle de butée (3) est installée sur la face intérieure.

h. Débrancher les conduites hydrauliques (4, 5 et 7) du vérin. Boucher les extrémités ouvertes. Déposer le vérin de l'avion.

INSTALLATION

5. Proceed as follows (see Figure 6-4-2):

CAUTION

To prevent future chafting, ensure hose connect fittings are correctly oriented during installation of MLG actuator. Following hose connection, check for adequate clearance between actautor hose and wing skin.

NOTE

Before installing actuator, treat unplated shaft of main gear spigot with zinc chromate primer.

a. Offer up actuator in fully retracted and locked position. Connect hydraulic lines (4, 5 and 7) to their respective connections.

b. Connect actuator to side stay with bolt (6), washer, nut and cotter pin.

c. Install lower side stay to leg bolt. Washer with chamfered hole to be installed under head of bolt with chamfer towards head.

d. Install ground safety locking pins to other two gears.

e. Initially adjust actuator length to obtain a free fit onto main gear spigot with side stay held in over-centre position and 10 342 kPa (1500 psi) applied to close actuator.

NOTES

1. The stroke of the piston is a nominal 123 mm (4.83 in.), plus an overtravel of between 5.92 and 6.76 mm (0.233 and 0.266 in.). Adjustment ±3.81 mm (0.15 in.) about nominal, in increments of 0.025 mm (0.001 in.), is obtainable by means of the piston-rod eye-end. Piston-rod and cylinder attachment eye-ends each have a Teflon-lined self-aligning spherical bearing installed. The actuator is attached by

POSE

5. Procéder comme suit (voir figure 6-4-2) :

ATTENTION

Pour prévenir l'usure par frottement ultérieurement, s'assurer que les raccords du tuyau sont orientés correctement pendant la pose du vérin de train principal. Après le raccordement du tuyau, vérifier que le dégagement est adéquat entre le tuyau du vérin et le revêtement d'aile.

NOTA

Avant la pose du vérin, traiter l'arbre non plaqué du doigt de train principal avec un apprêt au chromate de zinc.

a. Présenter le vérin en position complètement rentrée et verrouillée. Brancher les conduites hydrauliques (4, 5 et 7) dans leurs raccords respectifs.

b. Raccorder le vérin à la contrefiche latérale avec le boulon (6), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

c. Poser la partie inférieure de la contrefiche latérale au niveau du boulon de la jambe. La rondelle à trou chanfreiné doit être posée sous la tête du boulon, avec le chanfrein orienté vers la tête.

d. Poser les goupilles de sécurité au sol sur les deux autres atterrisseurs.

e. Faire le réglage initial de la longueur du vérin pour que celui-ci s'ajuste librement sur le doigt du train principal, avec la contrefiche latérale maintenue en position au delà du centre et une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) appliquée pour rentrer le vérin.

NOTA

1. La course nominale du piston est de 123 mm (4.83 po), plus une course supplémentaire comprise entre 5.92 et 6.76 mm (0.233 et 0.266 po). L'embout à oeil de la tige de piston permet le réglage à ±3.81 mm (0.15 po) de la valeur nominale, par incréments de 0.025 mm (0.001 po). Les embouts à oeil de la tige de piston et de fixation de cylindre ont des rotules autoréglables recouvertes de Téflon.

the cylinder eye-end to the forked lug of the side stay and by the piston-rod eye-end to a tapered spigot at the top of the leg. The eye-end bearings do not require lubrication.

2. To decrease gap at knuckle joint, screw rod end in. To increase gap, screw rod end out.

CAUTION

Do not turn piston-rod when actuator is retracted and locked, as lock claws may be damaged.

f. Install washer and nut on pin (2). Note that a thrust washer (3) is installed at the inner face. Ensure that thrust washer is positioned with chamfered side towards gear. Ensure that eye-end of actuator is in safety. Eye-end lock-nut is to be torqued on completion of adjustment to value detailed in Figure 6-4-14 and lockwired.

g. Carry out precautions for functional test of gear (see Paragraph 55). Select ground servicing switch (LH wheel well) to OPEN, thereby permitting hydraulic pressure to build up to 10 342 kPa (1500 psi) without main wheel door closing.

h. Top up hydraulic reservoir (see C-12-114-000/MF-001).

i. With gear extended and locked, check that ground safety locking pin can be easily inserted and removed with hydraulic pressure first at 10 342 kPa (1500 psi) and then at zero.

j. With 10 342 kPa (1500 psi) pressure applied, check normal down line for leaks. Correct any leak.

k. Disconnect leg door from leg (see Paragraph 16).

Le vérin est fixé à la patte en fourche de la contrefiche latérale par l'embout à oeil du cylindre, et à un doigt conique au sommet de la jambe par l'embout à oeil de la tige de piston. Les paliers des embouts à oeil ne nécessitent aucun graissage.

2. Pour diminuer le jeu au joint à rotule, visser l'embout de tige. Pour augmenter le jeu, dévisser l'embout de tige.

ATTENTION

Ne pas tourner la tige du piston quand le vérin est rentré et verrouillé, sous peine d'endommager les griffes du verrou.

f. Poser une rondelle et un écrou sur l'axe (2). Noter que la rondelle de butée (3) est posée sur la face intérieure. S'assurer que la rondelle de butée est posée avec le côté chanfreiné orienté vers le train. S'assurer que l'embout à oeil du vérin est freiné. À la fin du réglage, le contre-écrou de l'embout à oeil doit être serré au couple indiqué à la figure 6-4-14 et freiné au fil.

g. Prendre les mesures nécessaires pour l'essai de fonctionnement du train (voir paragraphe 55). Mettre l'interrupteur d'entretien au sol (logement de roue gauche) sur OPEN, pour permettre à la pression hydraulique d'atteindre 10 342 kPa (1500 lb/po^2) sans qu'il y ait fermeture des trappes de train principal.

h. Faire l'appoint du réservoir hydraulique (voir C-12-114-000/MF-001).

i. Avec le train sorti et verrouillé, vérifier que la goupille de sécurité au sol peut être insérée et retirée facilement, d'abord pour une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2), puis pour une pression égale à zéro.

j. Avec une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2), vérifier l'étanchéité de la conduite de sortie normale. Réparer toute fuite éventuelle.

k. Détacher la trappe de jambe à la jambe (voir paragraphe 16).

l. Retract and lock gear up. Check up line for leaks at 10 342 kPa (1500 psi). Correct any leak.

m. Release hydraulic pressure. Remove nut and washer from pin (2) and release main actuator from pin ensuring that length does not alter.

n. With actuator held clear of its attachment point, apply 10 342 kPa (1500 psi) hydraulic pressure to fully extend actuator and check that movement indicates that at least 3.175 mm (1/8 in.) overtravel is available.

NOTE

The actuator shall not be adjusted at this stage, otherwise the clearance at the side stay knuckle joint (see Step i) will alter. If required overtravel is not obtained, repeat Steps e and i, and check actuator stroke if necessary (see C-13-499-000/MS-000).

o. Release hydraulic pressure. Reconnect actuator (see Step f) and lock the nut with cotter pin.

p. Using L.G. HAND PUMP SELECT handle (see Paragraph 55), lower the gear. Ensure that gear lowers correctly and locks down. Build up pressure to 10 342 kPa (1500 psi) and check emergency down line for leaks, correcting any leak.

q. Push L.G. HAND PUMP SELECT handle in and pressurize normal down line to ensure that shuttle valves are positioned for normal operation.

r. Reconnect leg door to leg (see Paragraph 17).

s. With main wheel door still inoperative, check operation of gear (see Paragraph 55) as follows:

(1) Operate gear several times to pass any air remaining in system to hydraulic reservoir.

(2) Check that gear retracts and locks up and that, when hydraulic pressure is released, uplock retains gear up. During retraction,

l. Rentrer et verrouiller le train. Vérifier l'étanchéité de la conduite de rentrée à 10 342 kPa (1500 lb/po^2). Réparer toute fuite éventuelle.

m. Relâcher la pression hydraulique. Enlever l'écrou et la rondelle de l'axe (2) et dégager le vérin principal de l'axe en s'assurant que sa longueur ne change pas.

n. Avec le vérin maintenu dégagé de son point de fixation, appliquer une pression hydraulique de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) pour sortir complètement le vérin, et vérifier qu'il y a une course supplémentaire d'au moins 3.175 mm (1/8 po).

NOTA

Ne pas régler le vérin à cette étape, sous peine de modifier le dégagement au joint à rotule de la contrefiche latérale (voir étape i). Si la course supplémentaire nécessaire n'est pas obtenue, répéter les étapes e et i et vérifier la course du vérin au besoin (voir C-13-449-000/MS-000).

o. Relâcher la pression hydraulique. Raccorder de nouveau le vérin (voir étape f) et freiner l'écrou avec la goupille fendue.

p. Descendre le train en utilisant la poignée L.G. HAND PUMP SELECT (voir paragraphe 55). S'assurer que le train descend correctement et se verrouille en position sortie. Augmenter la pression à 10 342 kPa (1500 lb/po^2) et vérifier l'étanchéité de la conduite de sortie de secours. Réparer toute fuite éventuelle.

q. Pousser la poignée L.G. HAND PUMP SELECT et mettre en pression la conduite de sortie normale pour s'assurer que les clapets-navettes sont en position pour le fonctionnement normal.

r. Raccorder la trappe de jambe à la jambe (voir paragraphe 17).

s. Les trappes de train principal étant toujours hors service, vérifier le fonctionnement du train (voir paragraphe 55) comme suit :

(1) Manoeuvrer le train plusieurs fois pour envoyer tout l'air restant du circuit au réservoir hydraulique.

(2) Vérifier que le train rentre et se verrouille et que, avec la pression hydraulique relâchée, le verrou de position rentrée

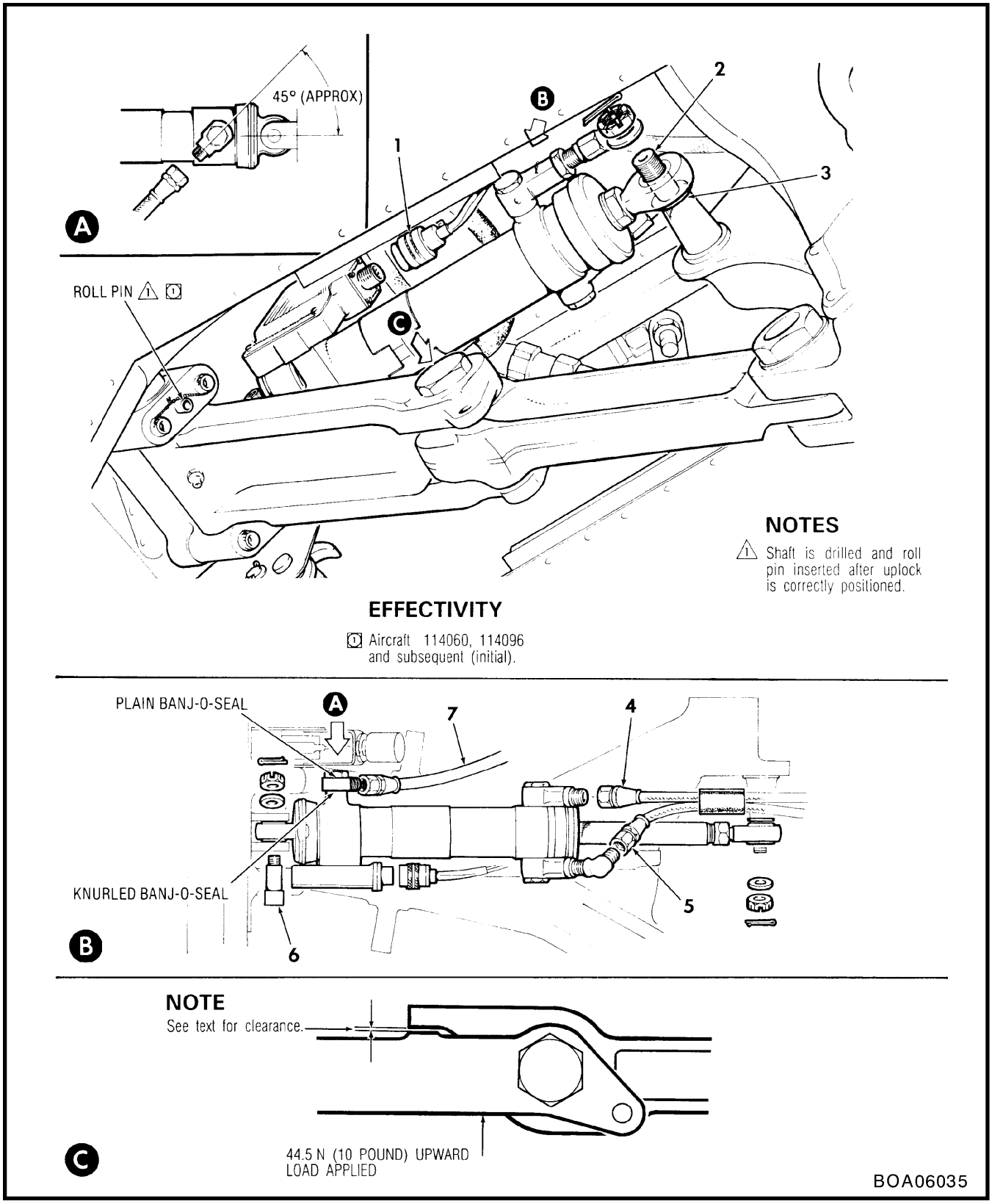


Figure 6-4-2 Removal and Installation of Main Gear Actuator

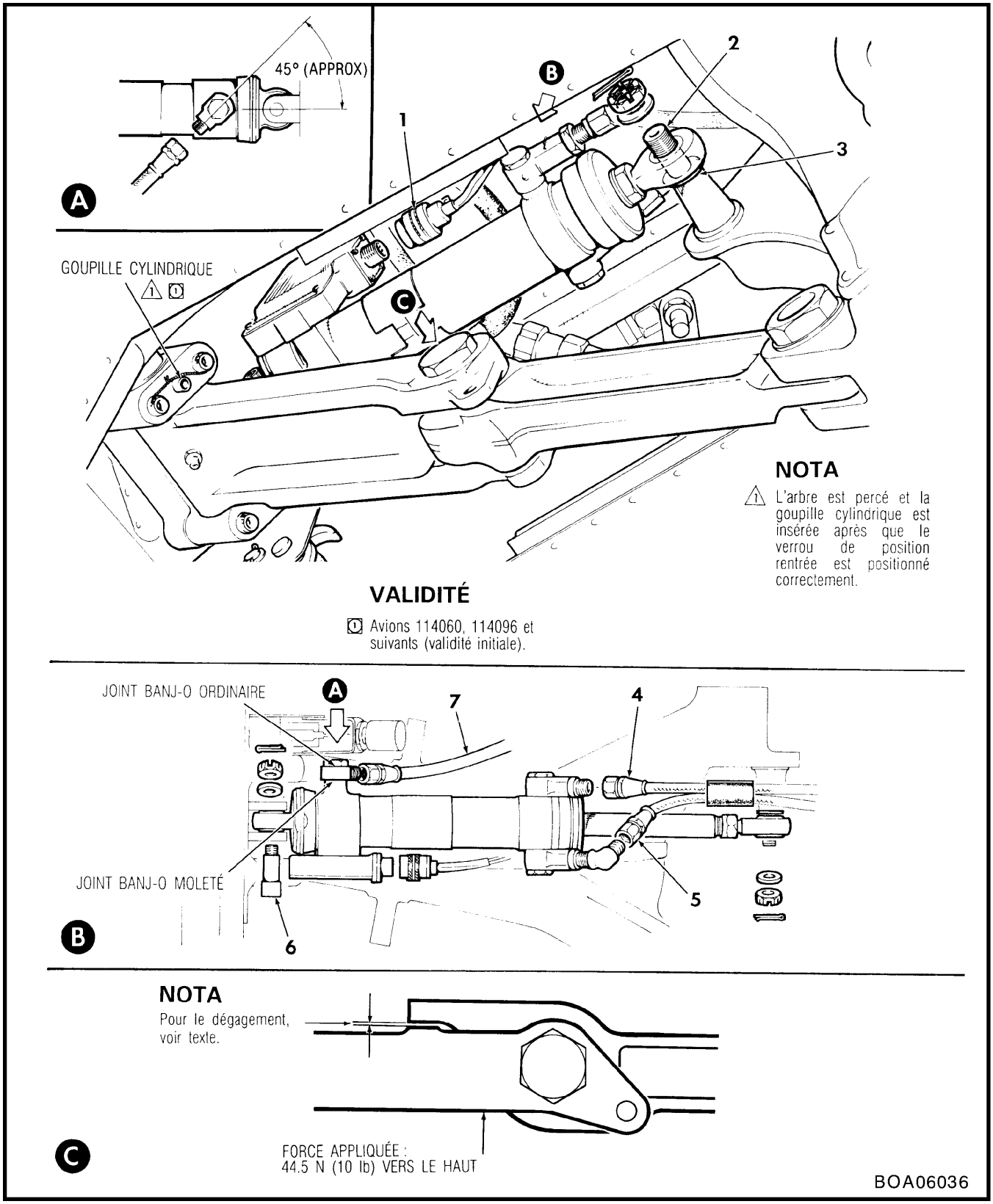


Figure 6-4-2 Dépose et pose du vérin de train principal

check that clearances between component parts, piping, etc, are within stipulated limits.

(3) Check that, when gear is selected DOWN, uplock releases and that gear lowers and locks in the extended position.

t. Connect plug (1) to limit switch socket.

u. With main wheel door operative, operate the gear. During test, check that doors function correctly and that operating pressures for retraction, locking up, releasing uplock and locking down, are within stipulated limits. Check time taken to lower gear.

v. Install ground safety locking pin. Check all items removed or disturbed during the course of these operations for correct locking and, where applicable, that they are safetied.

w. Disconnect ground power, lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001), and remove jacking equipment.

SIDE STAY ASSEMBLY

GENERAL

6. The side stay is designed so that, with a 0.127 mm (0.005 in.) thick shim inserted at the knuckle between the face of the upper strut and the lug on the lower strut, a 3.05 ±0.254 mm (0.120 ±0.010 in.) over-centre geometric lock is provided (see Figure 6-4-3). In this position, holes provided in the upper and lower struts align to permit the insertion of a ground safety locking pin which prevents inadvertent retraction of the gear.

REMOVAL

7. Proceed as follows (see Figure 6-4-4):

a. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

b. Connect ground power to aircraft. Open main wheel doors by operating hydraulic hand

retient le train en position rentrée. Pendant la rentrée, vérifier que les dégagements entre les éléments, la tuyauterie, etc, sont dans les limites stipulées.

(3) Avec le levier de commande de train sur DOWN, vérifier que le verrou de position rentrée se dégage et que le train sort et se verrouille en position sortie.

t. Brancher la fiche (1) dans la prise du contacteur de fin de course.

u. Avec les trappes de train principal en service, manoeuvrer le train. Au cours de l'essai, vérifier que les trappes fonctionnent correctement et que les pressions de fonctionnement pour la rentrée, le verrouillage en position rentrée, le dégagement du verrou de position rentrée et le verrouillage en position sortie sont dans les limites stipulées. Vérifier le temps nécessaire pour descendre le train.

v. Poser la goupille de sécurité au sol. Vérifier que toutes les pièces déposées ou dérangées pendant les opérations précédentes sont verrouillées et, si nécessaire, fixées en lieu sûr.

w. Débrancher l'alimentation de parc, redescendre l'avion au sol et enlever l'équipement de levage (voir C-12-114-000/MF-001).

CONTREFICHE LATÉRALE

GÉNÉRALITÉS

6. La contrefiche latérale est conçue de sorte que, avec une cale de 0.127 mm (0.005 po) d'épaisseur à la rotule entre la face du bras supérieur et la patte du bras inférieur, un verrouillage géométrique décentré de 3.05 ±0.254 mm (0.120 ±0.010 po) est obtenu (voir figure 6-4-3). Dans cette position, les trous ménagés dans les bras supérieur et inférieur de la contrefiche s'alignent pour permettre l'insertion d'une goupille de sécurité au sol qui empêche la rentrée intempestive du train.

DÉPOSE

7. Procéder comme suit (voir figure 6-4-4) :

a. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Brancher l'alimentation de parc à l'avion. Ouvrir les trappes de train principal en

pump with ground servicing switch in port main gear bay selected to OPEN.

c. Dissipate residual hydraulic pressure in aircraft system (see C-12-114-0B0/MF-001). Tag controls in cockpit.

d. Disconnect side stay from leg by removing cotter pin, nut, washer, chamfered washer (9) and bolt (8).

e. Disconnect main gear actuator (7) from side stay (see Paragraph 4) and secure actuator clear of working area.

f. Trace uplock microswitch (17) lead, disconnect plug from receptacle, and secure clear of working area.

g. Disconnect hydraulic lines (1 and 2) from uplock actuator (11). Cap open lines.

h. Break lockwire, remove four bolts (6) and remove side stay complete with uplock assembly (5).

i. If required, remove uplock assembly (5) (see Paragraph 9) and uplock actuator (11) (see Paragraph 11) and uplock microswitch (17) from uplock assembly.

INSTALLATION

8. Proceed as follows (see Figure 6-4-4):

a. Ensure that uplock assembly (5), with uplock actuator (11) and uplock microswitch (17) installed and correctly adjusted (see Paragraph 12), is installed on side stay (see Paragraph 10).

NOTE

Before fitting shaft anti-rotation devices (21 or 23), when installing a new shaft (16) or mounting block (20), or installing a side stay assembly into a replacement wing, install uplock (5) (see Paragraph 10) on shaft (16) and then position uplock (5) to properly receive uplock pin on main landing gear leg. For fitting data on fit of

utilisant la pompe à main hydraulique, avec l'interrupteur d'entretien au sol du compartiment de train principal gauche sur OPEN.

c. Relâcher la pression hydraulique résiduelle dans le circuit de l'avion (voir C-12-114-0B0/MF-001). Mettre des affichettes sur les commandes dans le poste de pilotage.

d. Débrancher la contrefiche latérale de la jambe en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle ordinaire, la rondelle chanfreinée (9) et le boulon (8).

e. Détacher le vérin de train principal (7) de la contrefiche latérale (voir paragraphe 4) et fixer le vérin hors de la zone de travail.

f. Trouver le fil du microcontact du verrou de position rentrée (17), débrancher la fiche de la prise et la fixer hors de la zone de travail.

g. Débrancher les conduites hydrauliques (1 et 2) du vérin de verrou de position rentrée (11). Boucher les conduites ouvertes.

h. Briser le fil à freiner, enlever les quatre boulons (6) et déposer la contrefiche latérale au complet avec le verrou de position rentrée (5).

i. Au besoin, enlever le verrou de position rentrée (5) (voir paragraphe 9) et le vérin de verrou de position rentrée (11) (voir paragraphe 11), et enlever le microcontact de verrou de position rentrée (17) du verrou de position rentrée.

POSE

8. Procéder comme suit (voir figure 6-4-4) :

a. S'assurer que le verrou de position rentrée (5), avec le vérin (11) et le microcontact de verrou de position rentrée (17) posés et réglés correctement (voir paragraphe 12), est posé sur la contrefiche latérale (voir paragraphe 10).

NOTA

Avant de placer des dispositifs anti-rotation d'arbre (21 ou 23) à la pose d'un nouvel arbre (16) ou d'un bloc de fixation (20), ou avant de poser une contrefiche latérale dans une aile de remplacement, poser le verrou de position rentrée (5) (voir paragraphe 10) sur l'arbre (16) puis positionner correctement le verrou de position

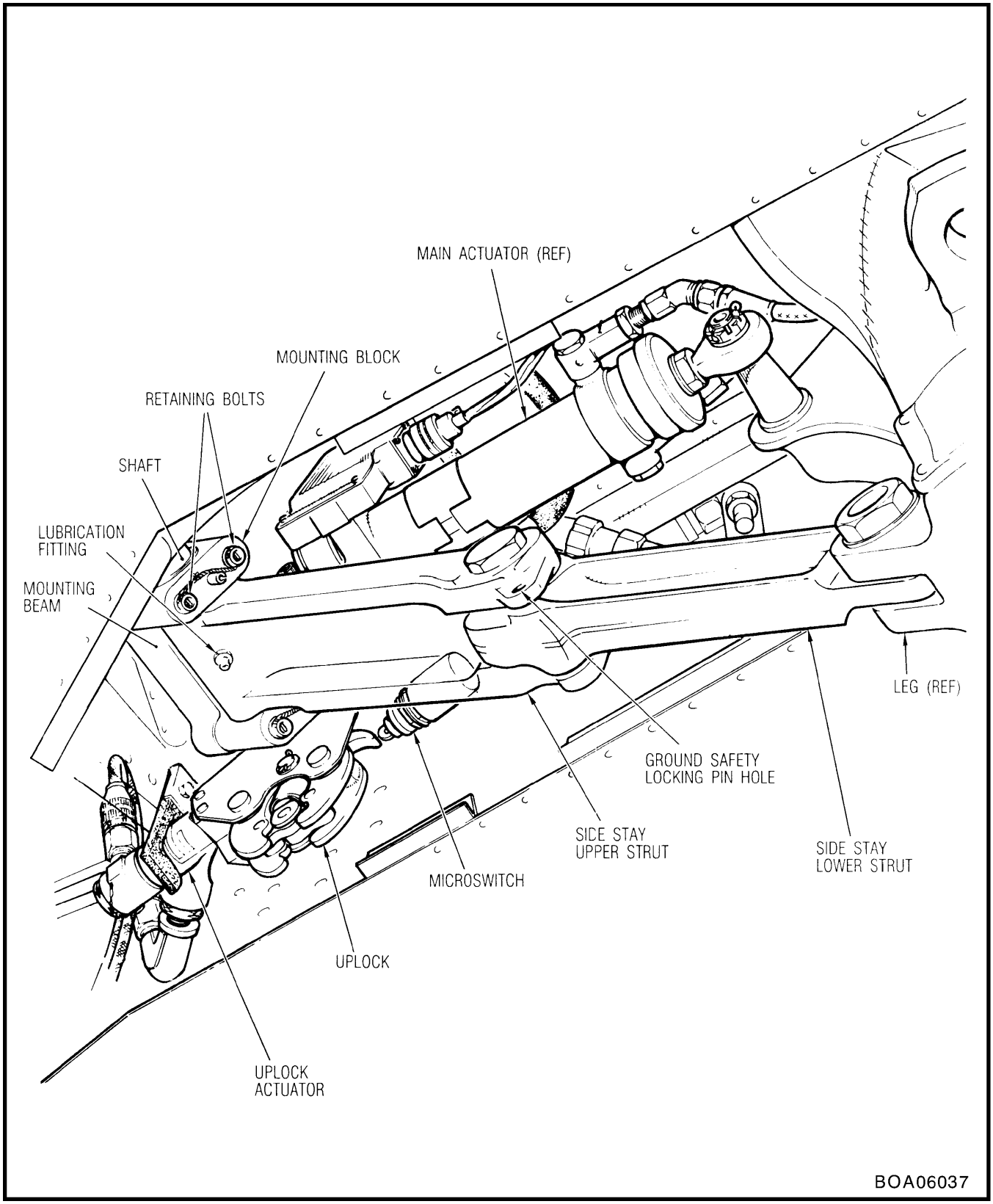


Figure 6-4-3 Side Stay Assembly

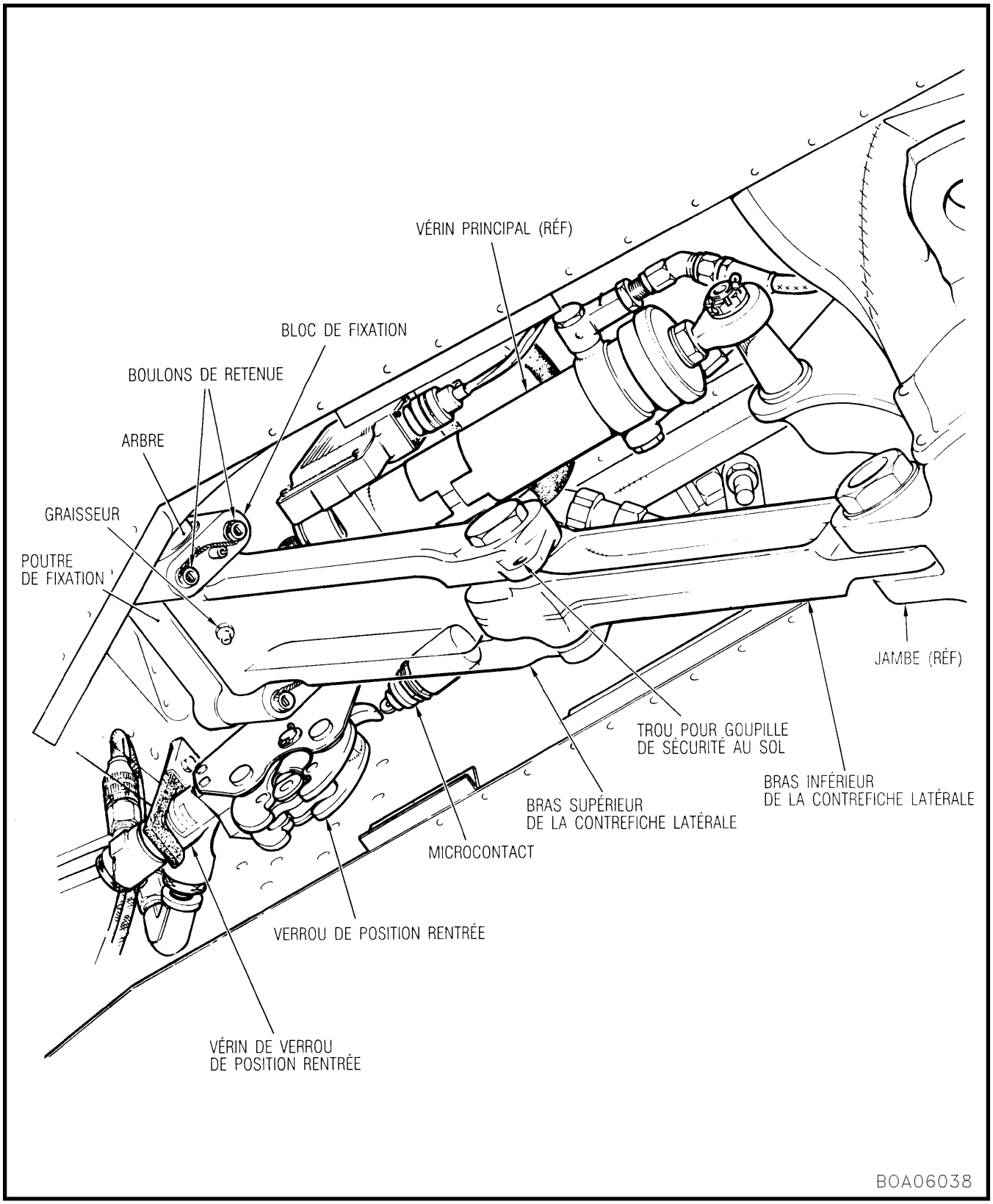


Figure 6-4-3 Contrefiche latérale

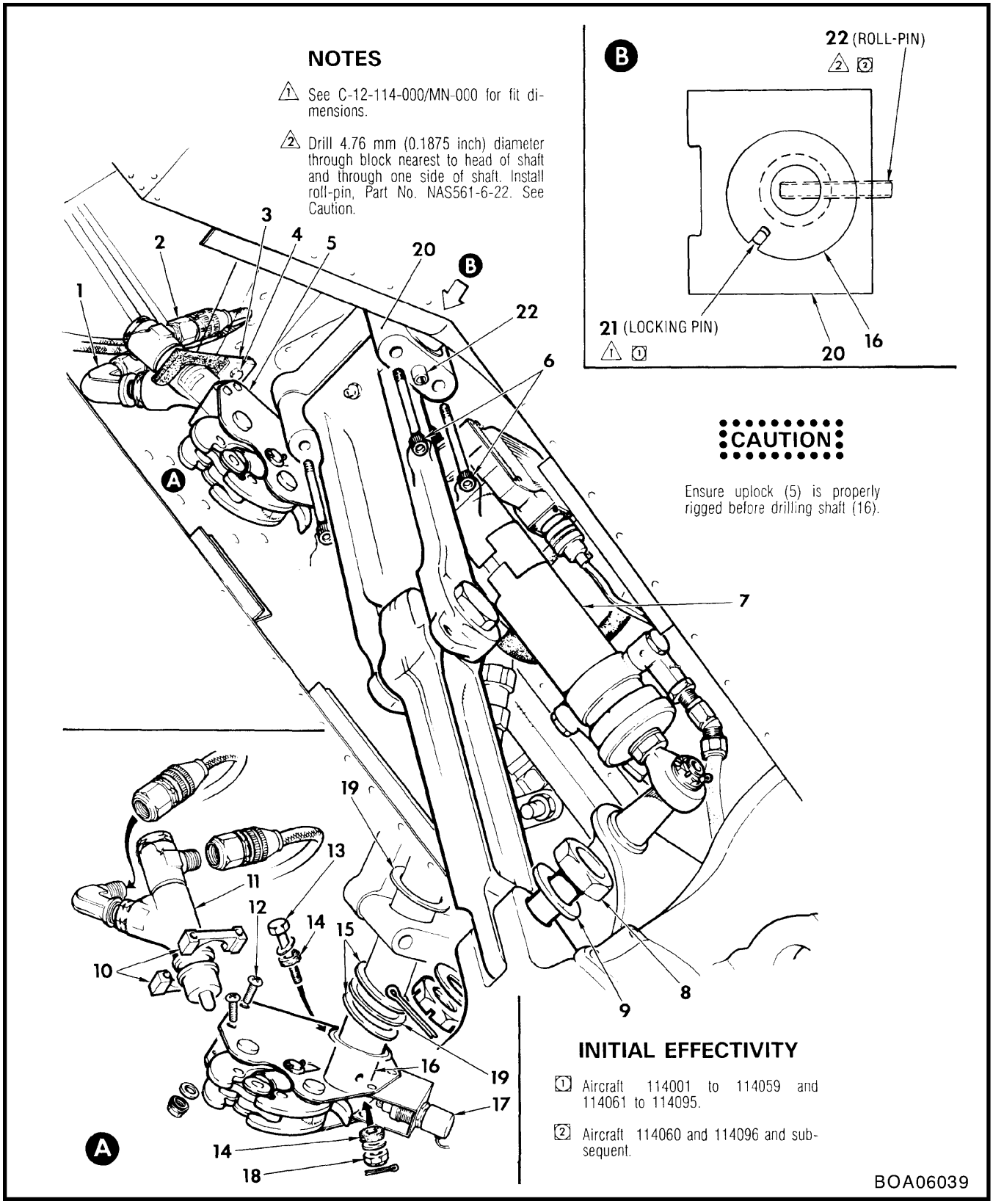


Figure 6-4-4 Removal and Installation of Side Stay

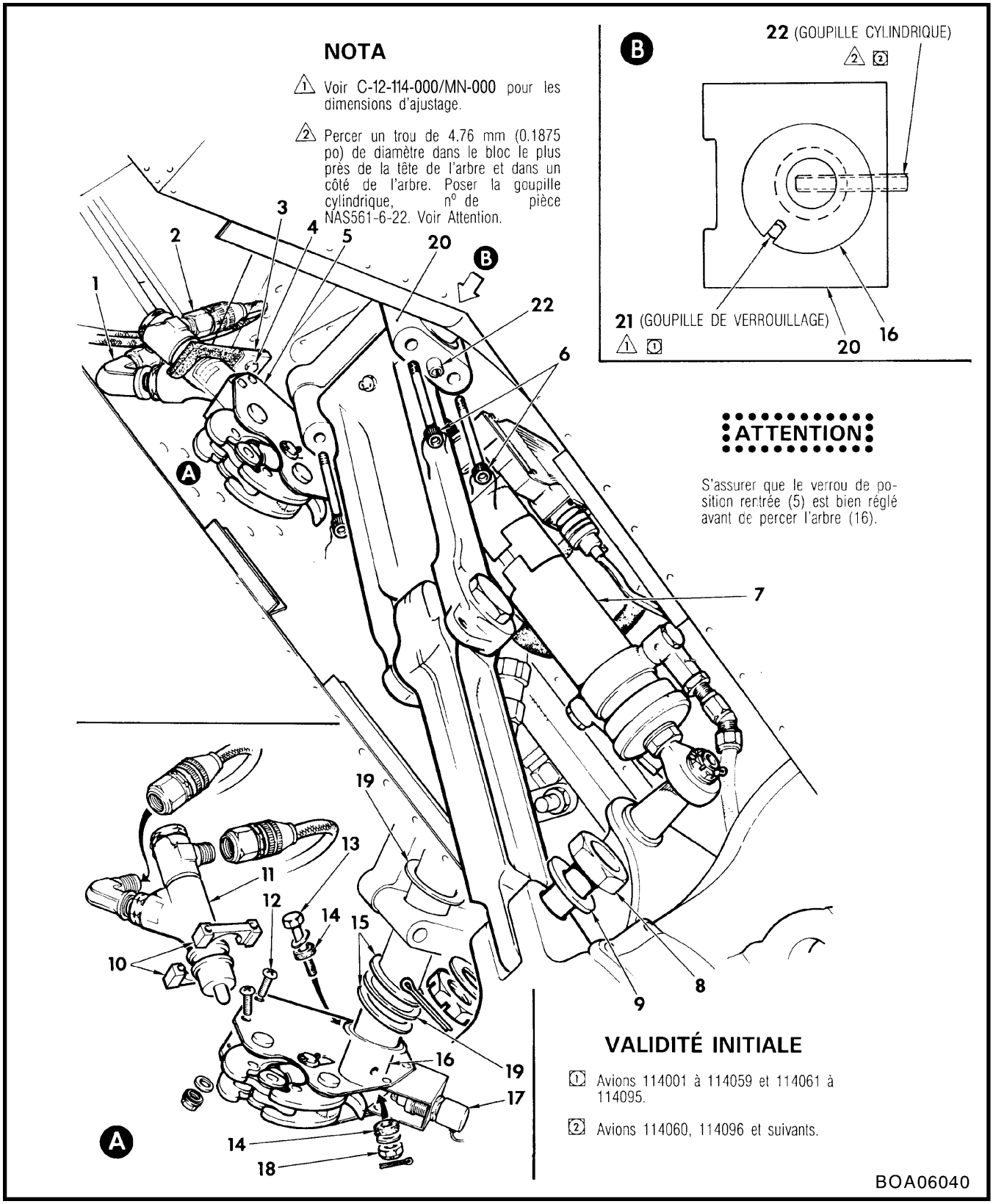


Figure 6-4-4 Dépose et pose de la contrefiche latérale

locking pin (21) and roll-pin (22), see Figure 6-4-4.

CAUTION

Heli-coil inserts shall be inspected for security and condition prior to installation of side stay bolts (6).

b. Locate side stay assembly in position at wing mounting beam and temporarily secure mounting blocks with the four bolts (6).

c. Check total clearance between side stay and attachment blocks and between uplock and adjacent attachment block. Clearances should be 0.305 mm (0.012 in.) maximum for the former and 0.254 to 0.381 mm (0.010 to 0.015 in.) for the latter.

d. If either clearance is incorrect, remove side stay assembly and uplock assembly from side stay (see Paragraph 9). Install laminated shims (19) between, as applicable, the side stay and attachment blocks and/or between the two washers (15) to obtain the required clearances when side stay (with uplock assembly installed) is reinstalled. Lockwire bolts (6) in pairs on completion.

e. Connect main gear actuator (7) to side stay (see Paragraph 5). Note that adjustment will be subsequently carried out.

f. Connect side stay to leg with bolt (8), chamfered washer (9), washer, nut and cotter pin, locating chamfered washer under head of bolt.

g. Connect hydraulic lines (1 and 2) to uplock actuator (11) ports.

h. Top up hydraulic reservoir see C-12-114-000/MF-001).

rentrée (5) de façon qu'on puisse insérer la goupille du verrou de position rentrée sur la jambe de train principal. Pour les données concernant l'ajustage de la goupille de verrouillage (21) et de la goupille cylindrique (22), voir figure 6-4-4.

ATTENTION

Vérifier la solidité et l'état des hélicoïls (filets rapportés) avant de poser les boulons de la contrefiche latérale (6).

b. Positionner la contrefiche latérale à la poutre de fixation de l'aile et fixer provisoirement les blocs de fixation avec les quatre boulons (6).

c. Vérifier le dégagement total entre la contrefiche latérale et les blocs de fixation et entre le verrou de position rentrée et le bloc de fixation adjacent. Les dégagements doivent être de 0.305 mm (0.012 po) maximum dans le premier cas et de 0.254 à 0.381 mm (0.010 à 0.015 po) dans le second.

d. Si l'un des dégagements est incorrect, déposer la contrefiche latérale et déposer le verrou de position rentrée de la contrefiche latérale (voir paragraphe 9). Mettre des cales lamellées (19), selon les besoins, entre la contrefiche latérale et les blocs de fixation ou entre les deux rondelles (15), de façon à obtenir les dégagements voulus quand la contrefiche latérale (avec le verrou de position rentrée en place) est posée de nouveau. Une fois la pose terminée, freiner les boulons (6) au fil par paires.

e. Raccorder le vérin de train principal (7) à la contrefiche latérale (voir paragraphe 5). Noter que le réglage sera effectué par la suite.

f. Raccorder la contrefiche latérale à la jambe avec le boulon (8), la rondelle chanfreinée (9), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue, en plaçant la rondelle chanfreinée sous la tête du boulon.

g. Raccorder les conduites hydrauliques (1 et 2) aux orifices du vérin de verrou de position rentrée (11).

h. Faire l'appoint du réservoir hydraulique (C-12-114-000/MF-001).

i. Carry out precautions for a functional test of gear (see Paragraph 55).

j. Connect uplock microswitch (17) plug to receptacle.

k. Adjust setting of side stay in conjunction with checking adjustment of main gear actuator (see Paragraph 5); operate gear several times during the procedure to pass air in system to reservoir.

l. During Step m, carry out the following checks and the applicable checks detailed in actuator installation (see Paragraph 5):

(1) Check uplock actuator (11) normal down line for leaks with 10 342 kPa (1500 psi) hydraulic pressure applied. Correct any leak.

(2) With leg door disconnected to obtain better access and with gear retracted to point where uplock pin is about to enter the uplock jaws, take up all movement of uplock assembly in either right or left direction. Check that pin will have free access into the jaws in this position.

(3) Repeat with movement taken up in opposite direction, the same requirement being applicable.

NOTE

The pin fouling the uplock jaws in either Step (2) or (3) indicates excessive wear necessitating replacement of uplock.

(4) Check that there is equal clearance around uplock actuator (11).

(5) Fully retract gear. Lower gear by means of emergency system (see Paragraph 55) and check uplock actuator (11) emergency

i. Prendre les mesures nécessaires pour l'essai de fonctionnement du train (voir paragraphe 55).

j. Brancher la fiche du microcontact de verrou de position rentrée (17) dans la prise.

k. Effectuer le réglage de la contrefiche latérale de pair avec la vérification du réglage du vérin de train principal (voir paragraphe 5). Manoeuvrer le train plusieurs fois pendant cette opération pour faire passer l'air du circuit au réservoir.

l. Pendant l'étape m, effectuer les vérifications suivantes ainsi que les vérifications applicables décrites dans la méthode de pose du vérin (voir paragraphe 5) :

(1) Vérifier l'étanchéité de la conduite de sortie normale du vérin de verrou de position rentrée (11) avec une pression hydraulique de 10 342 kPa (1500 lb/po^2). Corriger les fuites éventuelles.

(2) Avec la trappe de jambe détachée, pour assurer un meilleur accès, et avec le train rentré jusqu'à la position où la goupille du verrou de position rentrée est sur le point d'entrer dans les mâchoires du verrou de position rentrée, rattraper tout le mouvement du verrou de position rentrée vers la droite ou vers la gauche. Vérifier que, dans cette position, la goupille a un accès libre dans les mâchoires.

(3) Répéter en rattrapant le mouvement dans le sens opposé. Les mêmes exigences s'appliquent.

NOTA

Si la goupille se coince dans les mâchoires du verrou de position rentrée à l'étape (2) ou (3), cela indique une usure excessive nécessitant le remplacement du verrou de position rentrée.

(4) Vérifier qu'il y a un dégagement uniforme autour du vérin de verrou de position rentrée (11).

(5) Rentrer le train complètement. Ensuite, sortir le train au moyen du circuit de secours (voir paragraphe 55) et vérifier

down line for leaks with 10 342 kPa (1500 psi) hydraulic pressure applied. Correct any leak.

(6) Reconnect leg door (see Paragraph 17).

m. On satisfactory completion of checks and repositioning of shuttle valves to their normal position (see Paragraph 55), install ground safety locking pins, disconnect ground power, lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001) and remove jacking equipment.

n. Ensure that all parts removed or disturbed during the course of these operations are locked and, where applicable, in safety.

MAIN LANDING GEAR UPLOCK

REMOVAL

9. Proceed as follows (see Figure 6-4-4):

a. Remove side stay assembly (see Paragraph 7).

b. Remove cotter pin, nut (18), plain and rubber washers (14), plain washer and bolt (13) securing uplock assembly to side stay shaft (16).

c. Remove assembly complete with uplock actuator (11) and uplock microswitch (17). Remove the two spacing washers (15) and laminated shim (19).

d. If required, remove uplock microswitch (17) and uplock actuator (11) (see Paragraph 11).

INSTALLATION

10. Proceed as follows (see Figures 6-4-4 and 6-4-5):

a. Ensure that uplock microswitch (17) and uplock actuator (11) are correctly installed and adjusted (see Paragraph 12).

l'étanchéité de la conduite de sortie de secours du vérin de verrou de position rentrée (11) avec une pression hydraulique de 10 342 kPa (1500 lb/po^2). Corriger les fuites éventuelles.

(6) Raccorder la trappe de jambe (voir paragraphe 17).

m. Une fois les vérifications et le repositionnement des clapets-navettes en position normale effectués de façon satisfaisante (voir paragraphe 55), poser les goupilles de sécurité au sol, couper l'alimentation de parc, redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

n. S'assurer que toutes les pièces déposées ou dérangées pendant les opérations précédentes sont verrouillées et, si nécessaire, fixées en lieu sûr.

VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL

DÉPOSE

9. Procéder comme suit (voir figure 6-4-4) :

a. Déposer la contrefiche latérale (voir paragraphe 7).

b. Enlever la goupille fendue, l'écrou (18), les rondelles ordinaire et de caoutchouc (14), ainsi que la rondelle ordinaire et le boulon (13) retenant le verrou de position rentrée à l'arbre de la contrefiche latérale (16).

c. Déposer le verrou au complet, avec le vérin de verrou de position rentrée (11) et le microcontact de verrou de position rentrée (17). Déposer les deux rondelles d'écartement (15) et la cale lamellée (19).

d. Au besoin, enlever le microcontact de verrou de position rentrée (17) et le vérin de verrou de position rentrée (11) (voir paragraphe 11).

POSE

10. Procéder comme suit (voir figures 6-4-4 et 6-4-5) :

a. S'assurer que le microcontact de verrou de position rentrée (17) et le vérin de verrou de position rentrée (11) sont posés et réglés correctement (voir paragraphe 12).

b. With uplock in closed position, install limit switch. Adjust switch to set clearance between bottom of cam step and switch roller 0.381 ±0.127 mm (0.015 ±0.005 in.). Adjust switch bracket so that switch roller just contacts the face of cam step. Open lock and check that switch is energized. Close lock and recheck switch adjustment and lockwire switch in position.

c. Install the two spacing washers without shim (19). Locate uplock assembly (5), positioned downwards and inwards, on shaft (16) to align mounting holes.

d. Temporarily install retaining bolt (13).

e. Install side stay assembly on aircraft as detailed in Paragraph 8, locating a laminated shim (19) between the two washers (15) to obtain stipulated clearance.

f. Reinstall bolt (13), with plain and rubber (14) washers located as indicated, and secure with nut (18) and cotter pin. Carry out the post-installation checks detailed in Paragraph 8, including those in referenced paragraphs.

NOTE

Nut (18) shall only be tightened sufficiently to lightly trap rubber washers (14).

g. On satisfactory completion of installation and checks, install ground safety locking pin, disconnect ground power, lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001) and remove jacking equipment.

h. Ensure that all parts removed or disturbed during the course of these operations are locked and, where applicable, in safety.

b. Avec le verrou de position rentrée en position fermée, poser le contacteur de fin de course. Régler le contacteur pour obtenir un dégagement de 0.381 ±0.127 mm (0.015 ±0.005 po) entre le bas de l'épaulement de la came et le galet du contacteur. Régler la ferrure du contacteur pour que le galet soit juste en contact avec la face de l'épaulement de la came. Dégager le verrou et vérifier que le contacteur est excité. Engager le verrou, vérifier de nouveau le réglage du contacteur, puis fixer ce dernier en position avec du fil à freiner.

c. Poser les deux rondelles d'écartement sans cale (19). Placer le verrou de position rentrée (5) en le positionnant vers le bas et vers l'intérieur sur l'arbre (16) pour aligner les trous de fixation.

d. Poser provisoirement le boulon de retenue (13).

e. Poser la contrefiche latérale sur l'avion, tel qu'indiqué au paragraphe 8, en plaçant une cale lamellée (19) entre les deux rondelles (15) pour obtenir le dégagement prévu.

f. Remettre le boulon (13) avec les rondelles ordinaire et de caoutchouc (14) tel qu'indiqué, et fixer avec un écrou (18) et une goupille fendue. Effectuer les vérifications après pose, tel qu'indiqué au paragraphe 8, y compris celles qui sont indiquées dans les paragraphes mentionnés.

NOTA

L'écrou (18) doit être juste assez serré pour retenir légèrement les rondelles de caoutchouc (14).

g. Une fois la pose et les vérifications effectuées de façon satisfaisante, poser la goupille de sécurité au sol, couper l'alimentation de parc, redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

h. S'assurer que toutes les pièces déposées ou dérangées pendant les opérations précédentes sont verrouillées et, si nécessaire, fixées en lieu sûr.

MAIN LANDING GEAR UPLOCK ACTUATOR

REMOVAL

11. Proceed as follows (see Figure 6-4-4):

    a. Remove main gear uplock assembly (5) as detailed in Paragraph 9.

    NOTE

    The actuator may be removed from the uplock assembly in situ if considered convenient.

    b. Note actuator position to facilitate subsequent installation. Remove the two nuts, washers and screws (12) securing uplock actuator (11) and the two retaining blocks (10) to the brackets, and remove actuator.

INSTALLATION

12. Proceed as follows (see Figure 6-4-4):

    a. Position uplock actuator (11) (see Paragraph 11, Step b) in the two blocks (9) and secure assembly to brackets with two screws (12), washers and nuts.

    b. Check that a clearance of 0.076 to 0.508 mm (0.003 to 0.020 in.) exists between upper lock link and actuator piston-rod (see Figure 6-4-5).

    c. Install main gear uplock assembly (5) on side stay (see Paragraph 10) and install side stay assembly on aircraft (see Paragraph 8).

MAIN LANDING GEAR DOOR

REMOVAL

13. Proceed as follows (see Figure 6-4-6):

    a. Ensure that ground safety locking pins are installed on all three gear.

    b. Connect ground power to aircraft. Lower main wheel doors by operating hydraulic hand pump with ground servicing switch in port main gear bay selected to OPEN.

VÉRIN DE VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL

DÉPOSE

11. Procéder comme suit (voir figure 6-4-4) :

    a. Déposer le verrou de position rentrée (5) tel qu'indiqué au paragraphe 9.

    NOTA

    Pour des considérations pratiques, il est permis de déposer le vérin du verrou de position rentrée sur place.

    b. Noter la position du vérin pour faciliter sa pose par la suite. Enlever les deux écrous, les rondelles et les vis (12) fixant le vérin de verrou de position rentrée (11) et les deux blocs de retenue (10) aux ferrures, puis déposer le vérin.

POSE

12. Procéder comme suit (voir figure 6-4-4) :

    a. Positionner le vérin de verrou de position rentrée (11) (voir paragraphe 11, étape b) dans les deux blocs (9), et fixer l'ensemble aux ferrures avec deux vis (12), des rondelles et des écrous.

    b. Vérifier qu'il y a un dégagement de 0.076 à 0.508 mm (0.003 à 0.020 po) entre la tringle de verrouillage supérieure et la tige de piston du vérin (voir figure 6-4-5).

    c. Poser le verrou de position rentrée du train principal (5) sur la contrefiche latérale (voir paragraphe 10), puis poser la contrefiche latérale sur l'avion (voir paragraphe 8).

TRAPPES DE TRAIN PRINCIPAL

DÉPOSE

13. Procéder comme suit (voir figure 6-4-6) :

    a. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol sont posées sur les trois atterrisseurs.

    b. Brancher l'alimentation de parc à l'avion. Ouvrir les trappes de train principal en utilisant la pompe à main hydraulique, avec l'interrupteur d'entretien au sol du compartiment de train principal gauche sur OPEN.

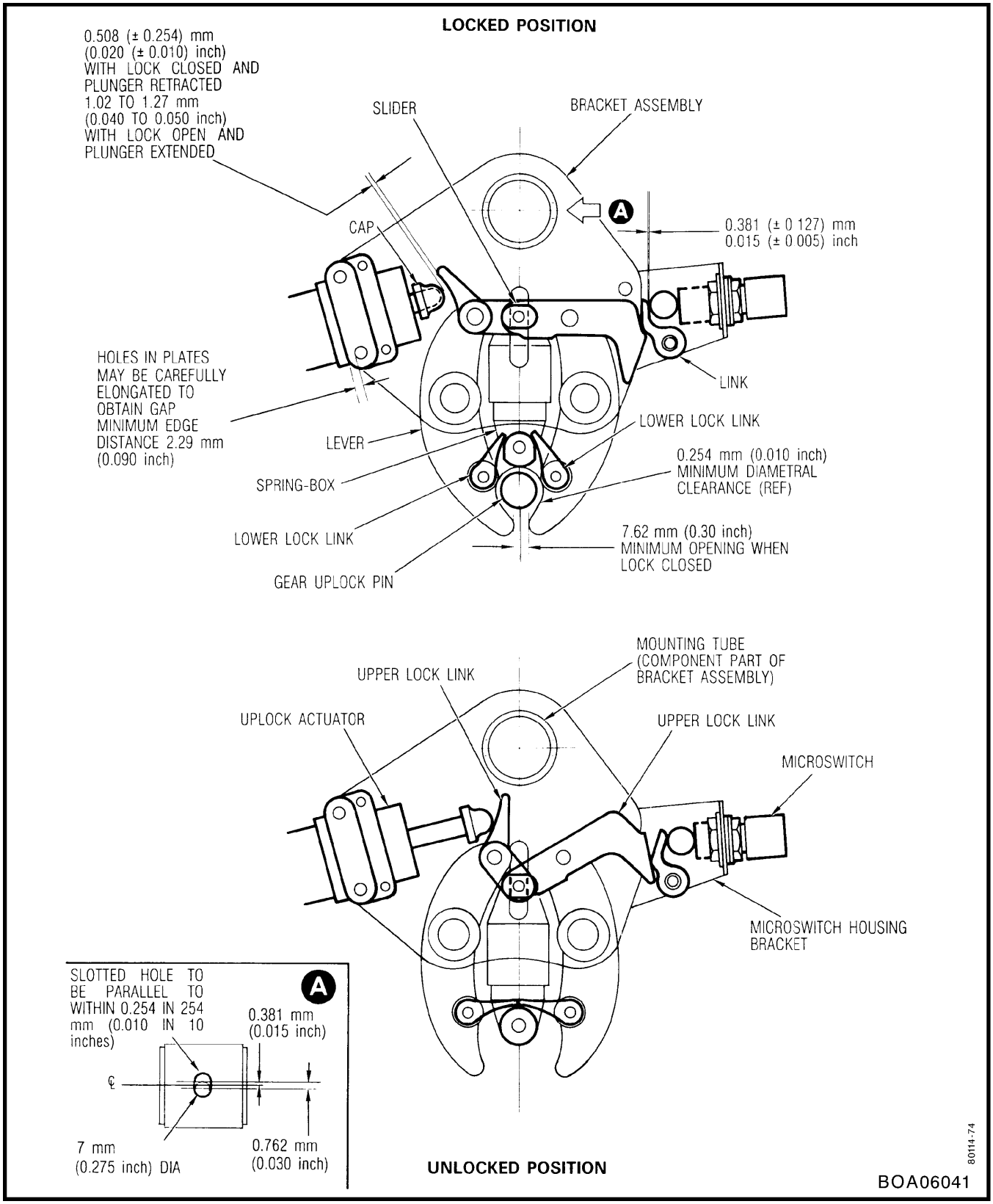


Figure 6-4-5 Main Gear Uplock

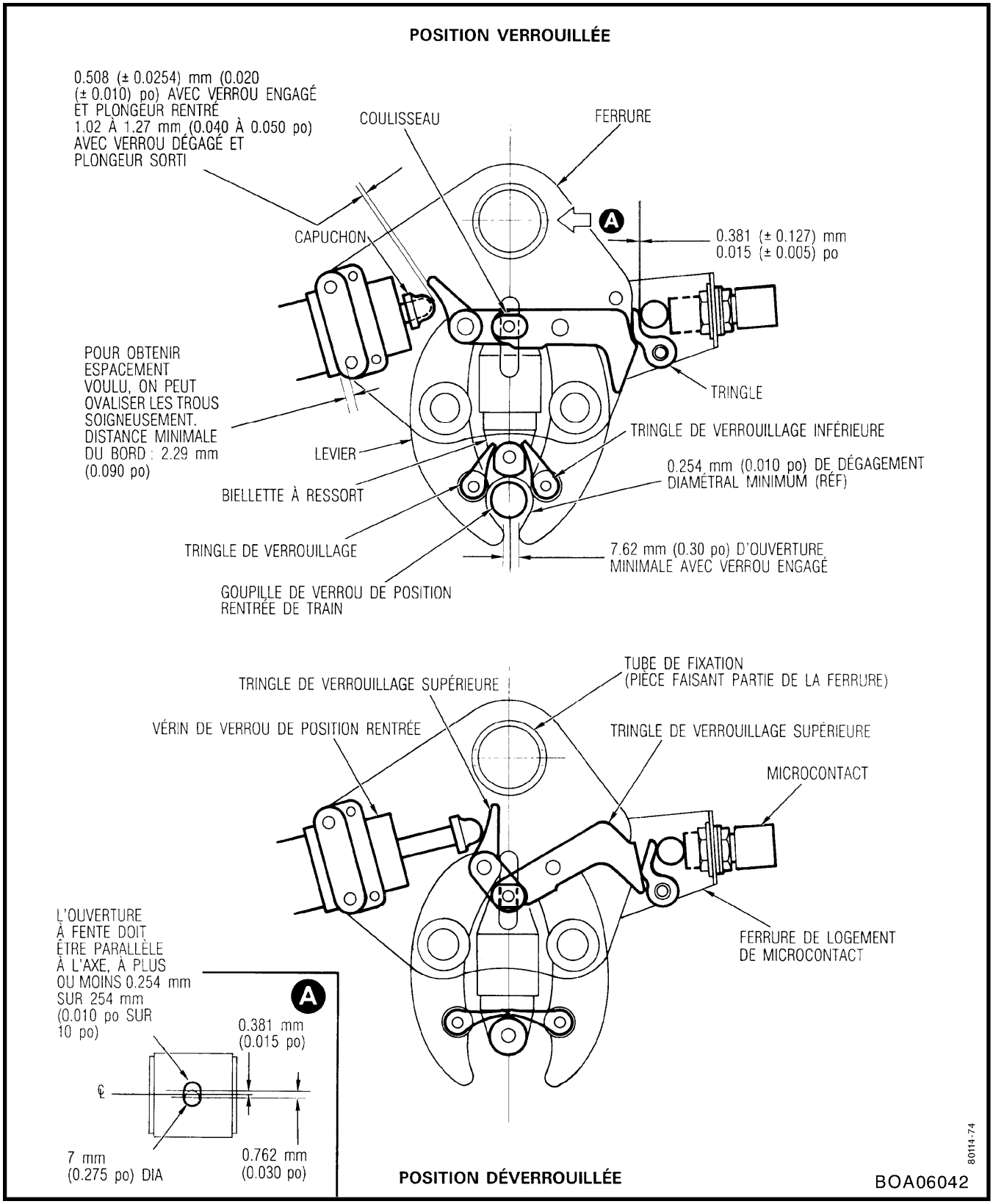


Figure 6-4-5 Verrou de position rentrée du train principal

c. With pressure exerted to counteract force applied by spring-box (12), remove nut, washer and screw (13) that secures pin (14).

NOTE

Spring-box may be contained during removal by using spring-box clamp, see C-12-114-000/CS-031.

d. Remove pin (14) and washers (15) and slowly release pressure to permit spring-box (12) to extend.

e. Remove and retain spring (29) from halves of spring-box (12).

f. Secure door link (1) clear of working area.

g. Remove nut, washer and screw (5) which secure jumper cable (4) to wing.

h. With door supported, remove cotter pins, nuts, washers (3) and bolts (2 and 6) that secures each hinge to wing. Note that washers (7 and 9) and shims (8) are located each side of aft hinge bearing between bearing and bracket. Remove door.

INSTALLATION

14. Proceed as follows (see Figures 6-4-6 and 6-4-7):

a. Check that jumper cable (4) is correctly installed on aft hinge of door. Check that male half of spring-box (12) is installed on door with washers (30) located one each side of spring-box eye-end, and a cotter pin.

b. Check dust button covers for security. If required, seal in place with sealant (see Figure 1-2, Item 8, Class A-1/2).

c. Position door and secure in place using bolts (2 and 6), washers (3) and nuts at each hinge but without washers (7 and 9), and shims (8) at aft hinge. Tighten nut of forward hinge bolt (2).

d. Measure and note clearance each side of aft hinge bearing.

c. En appliquant une pression opposée à la force de résistance de la biellette à ressort (12), enlever l'écrou, la rondelle et la vis (13) qui retiennent la goupille (14).

NOTA

Pendant la dépose, on peut maintenir la biellette à ressort comprimée, au moyen du dispositif de serrage de biellette de ressort, voir C-12-114-000/CS-031.

d. Enlever la goupille (14) et les rondelles (15), et relâcher lentement la pression pour permettre à la biellette à ressort (12) de sortir.

e. Enlever et conserver le ressort (29) des deux parties de la biellette à ressort (12).

f. Fixer la tringle de trappe (1) hors de la zone de travail.

g. Enlever l'écrou, la rondelle et la vis (5) retenant le cavalier (4) à l'aile.

h. La trappe étant soutenue, enlever les goupilles, les écrous, les rondelles (3) et les boulons (2 et 6) retenant chaque charnière à l'aile. Noter que les rondelles (7 et 9) et les cales (8) se trouvent de chaque côté du palier de charnière arrière entre le palier et le support. Déposer la trappe.

POSE

14. Procéder comme suit (voir figures 6-4-6 et 6-4-7) :

a. Vérifier que le cavalier (4) est bien posé sur la charnière arrière de la trappe. Vérifier que la partie mâle de la biellette à ressort (12) est posée sur la trappe avec les rondelles (30), une de chaque côté de l'embout à oeil de la biellette, et une goupille fendue.

b. Vérifier que les capuchons antipoussière sont bien en place. Si nécessaire, les fixer avec du composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 8, catégorie A-1/2).

c. Positionner la trappe et la fixer en place au moyen des boulons (2 et 6), des rondelles (3) et des écrous à chaque charnière, mais sans rondelles (7 et 9) ni cales (8) à la charnière arrière. Serrer l'écrou du boulon de la charnière avant (2).

d. Mesurer et noter le dégagement de chaque côté du palier de la charnière arrière.

e. With door supported, remove aft hinge bolt (6). Install with aluminum washers (7 and 9), and shims (8) installed in the most suitable combination to take up the clearances either side of hinge bearing. Install washer (3) and nut.

f. Connect jumper cable (4) to wing structure with screw (5), washer and nut.

g. Manually fold door link (1) and secure clear of door opening.

h. Remove door eccentric pin (18) from door frame.

i. Close door by hand and generally check door for proper fit and alignment in door opening. Check that machined surface of aft edge of door frame contacts door stop on aft spar with door skin flush within 0.794 mm (1/32 in.) of wing skin. Adjust alignment of door by use of shims (26). Shim door to suit.

NOTE

The main landing gear door is provided with several means of adjustment to obtain proper alignment and clearances. It should be noted that the actuating and locking mechanisms are mounted on the forward edge of the door and, in order to ensure that the door remains tightly closed during flight, a 4.76 mm (3/16 in.) twist is built-in during the rigging procedure. This twist is accomplished by allowing the machined surface on the door frame casting to contact a stop bracket on the rear spar prior to complete closure of the forward edge of the door. The amount of twist may be adjusted by the removal or addition of shims under the appropriate hinge bracket.

j. Check that forward outer edge of door is 4.76 ±0.794 mm (3/16 ±1/32 in.) clear of door lands when aft edge of door frame is in contact with door stop. Adjust as necessary with shims (27).

e. La trappe étant soutenue, enlever le boulon de la charnière arrière (6). Poser les rondelles d'aluminium (7 et 9) et les cales (8) dans la combinaison la plus appropriée pour rattraper les dégagements de chaque côté du palier de charnière. Poser la rondelle (3) et l'écrou.

f. Brancher le cavalier (4) à la structure de l'aile avec la vis (5), la rondelle et l'écrou.

g. Plier manuellement la tringle de trappe (1) et la fixer hors de la zone d'ouverture de la trappe.

h. Enlever l'axe excentrique de trappe (18) du cadre de la trappe.

i. Fermer manuellement la trappe et vérifier qu'elle est bien ajustée et alignée dans son ouverture. Vérifier que la surface usinée du bord arrière du cadre de la trappe touche la butée de trappe sur le longeron arrière, avec le revêtement de la trappe affleurant à plus ou moins 0.794 mm (1/32 po) du revêtement de l'aile. Régler l'alignement de la trappe au moyen de cales (26). Caler la trappe selon les besoins.

NOTA

La trappe de train principal comporte plusieurs dispositifs de réglage permettant d'obtenir l'alignement et les dégagements appropriés. Noter que les mécanismes de manoeuvre et de verrouillage sont montés sur le bord avant de la trappe, et que, pour que la trappe reste bien fermée pendant le vol, une torsion de 4.76 mm (3/16 po) est intégrée pendant le réglage. On introduit cette torsion en permettant à la surface usinée de la pièce coulée de cadre de trappe de faire contact avec un support de butée sur le longeron arrière, avant la fermeture complète du bord avant de la trappe. On règle l'amplitude de la torsion en enlevant ou en ajoutant des cales sous la ferrure de charnière appropriée.

j. Vérifier que le bord extérieur avant de la trappe a un dégagement de 4.76 ±0.794 mm (3/16 ±1/32 po) par rapport aux surfaces d'appui de la trappe quand le bord arrière du cadre de trappe est en contact avec la butée de trappe. Au besoin, poser des cales (27).

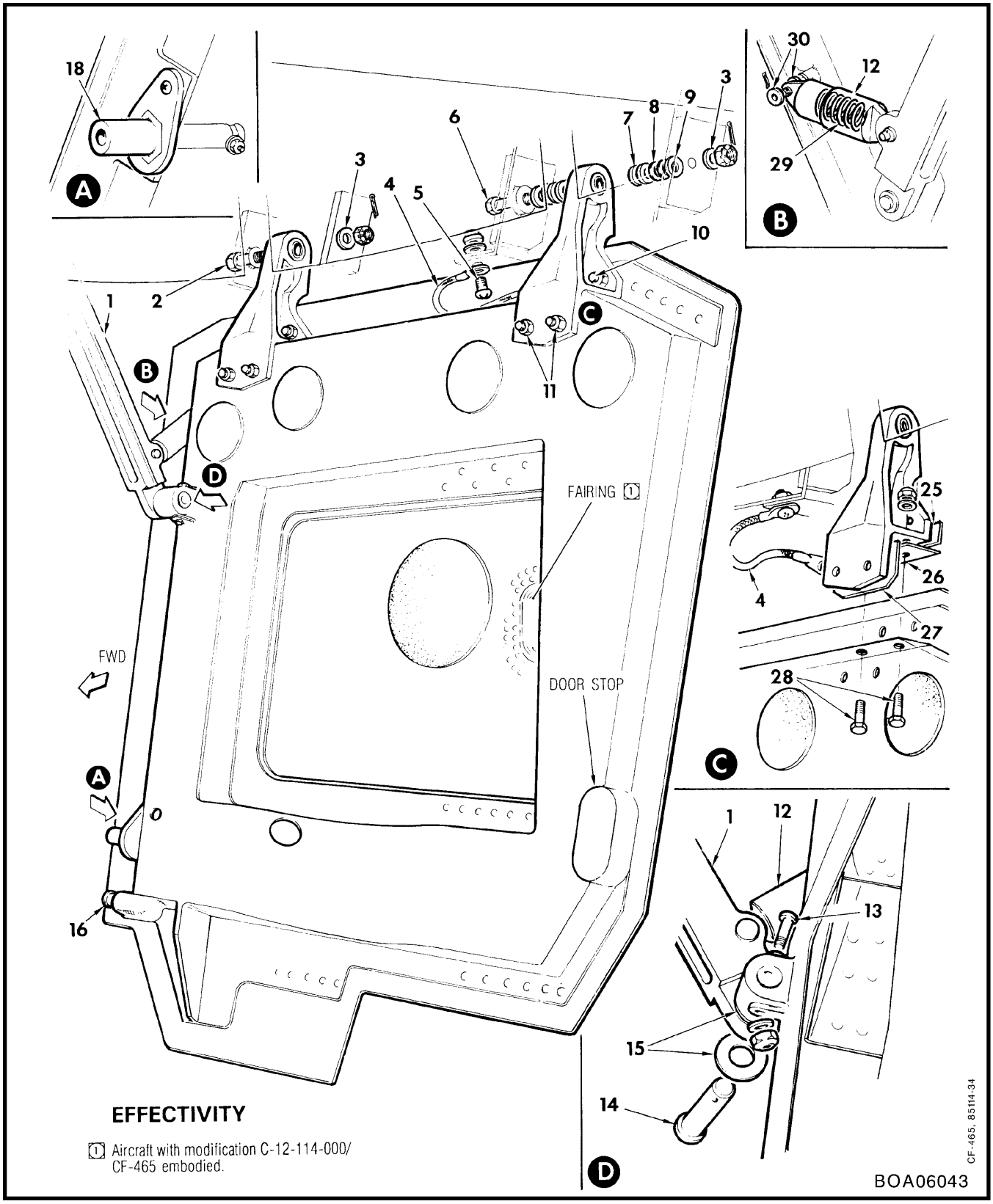


Figure 6-4-6 Removal and Installation of Main Gear Doors

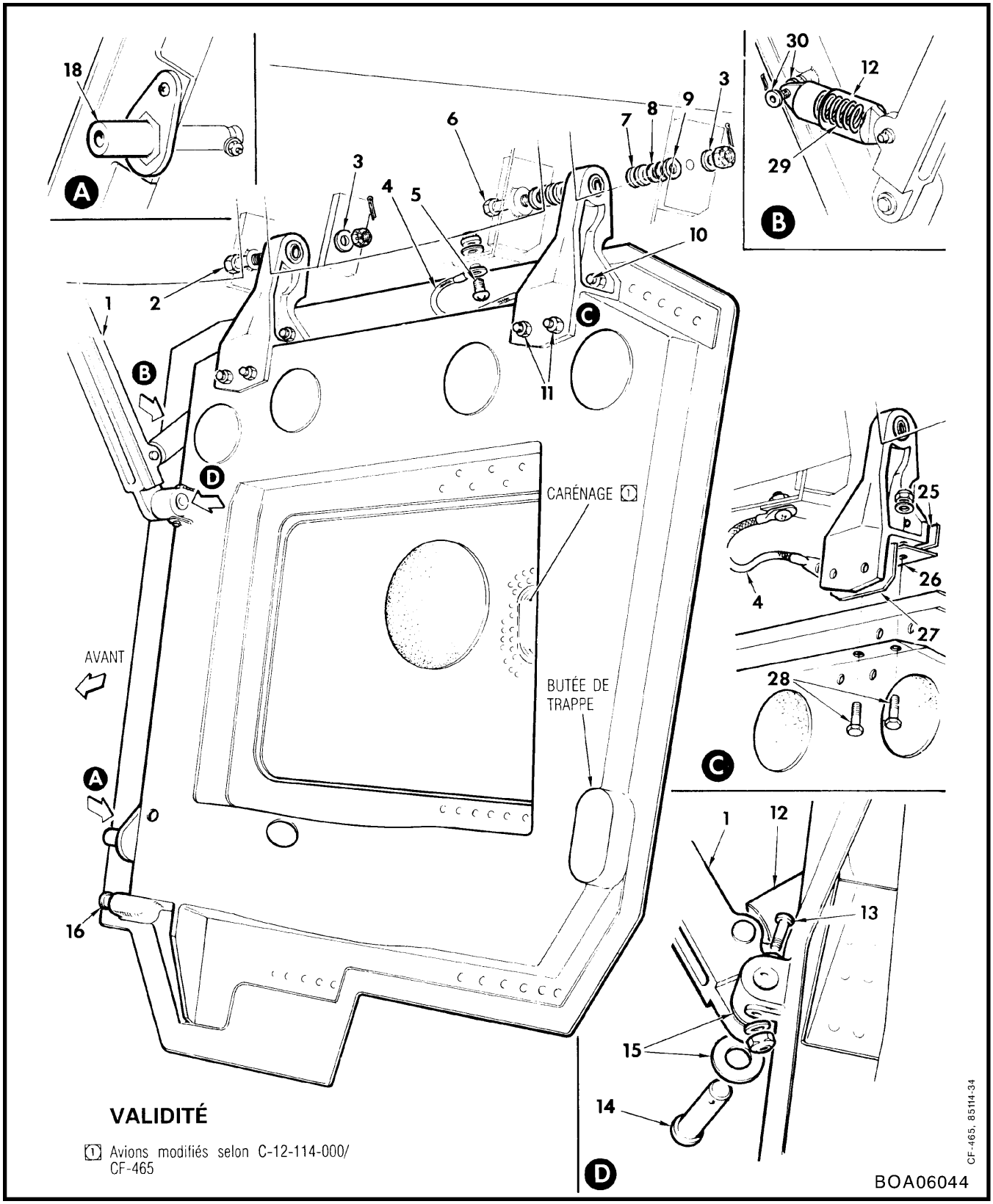


Figure 6-4-6 Dépose et pose des trappes du train principal

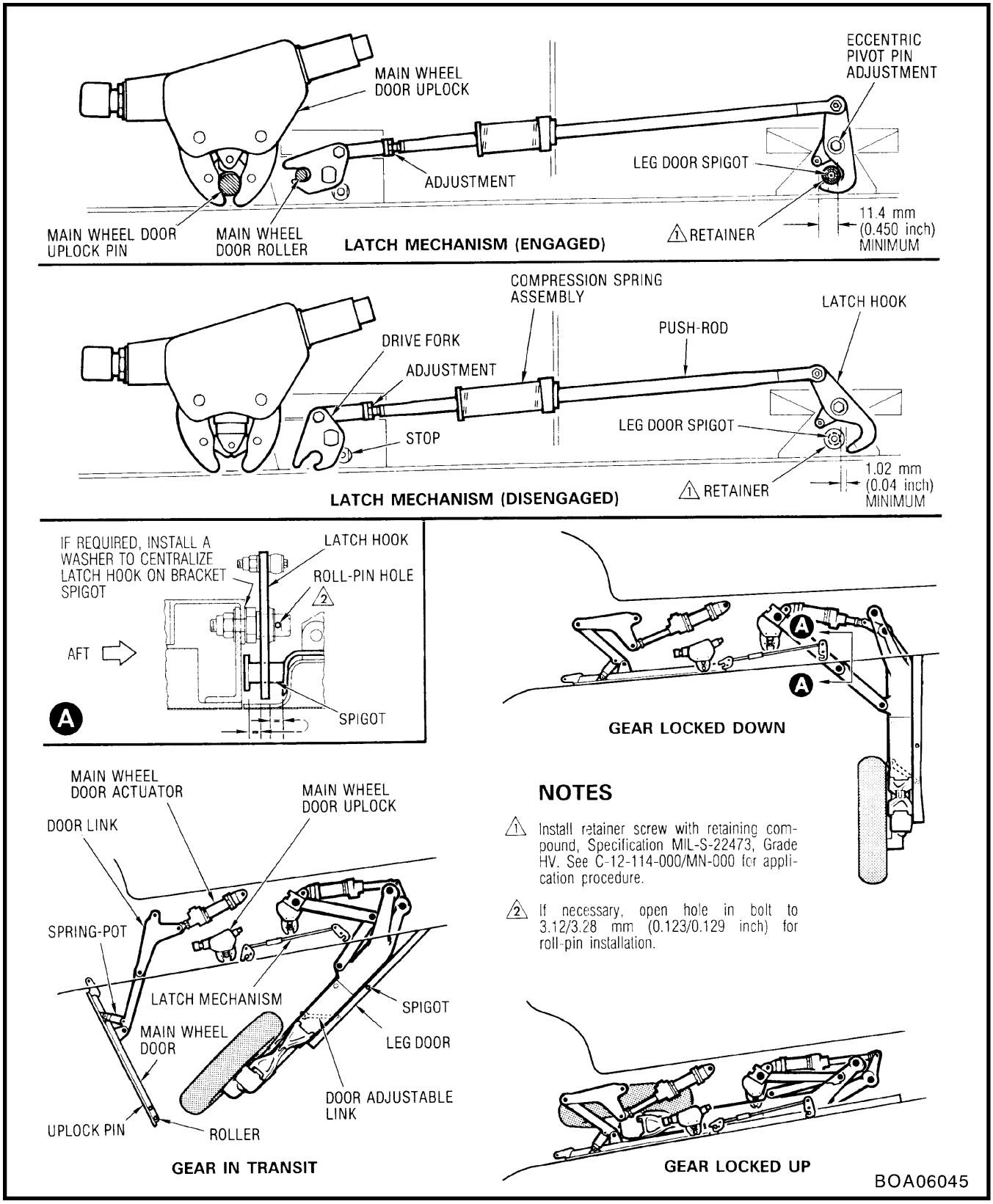


Figure 6-4-7 Main Gear Doors – Schematic

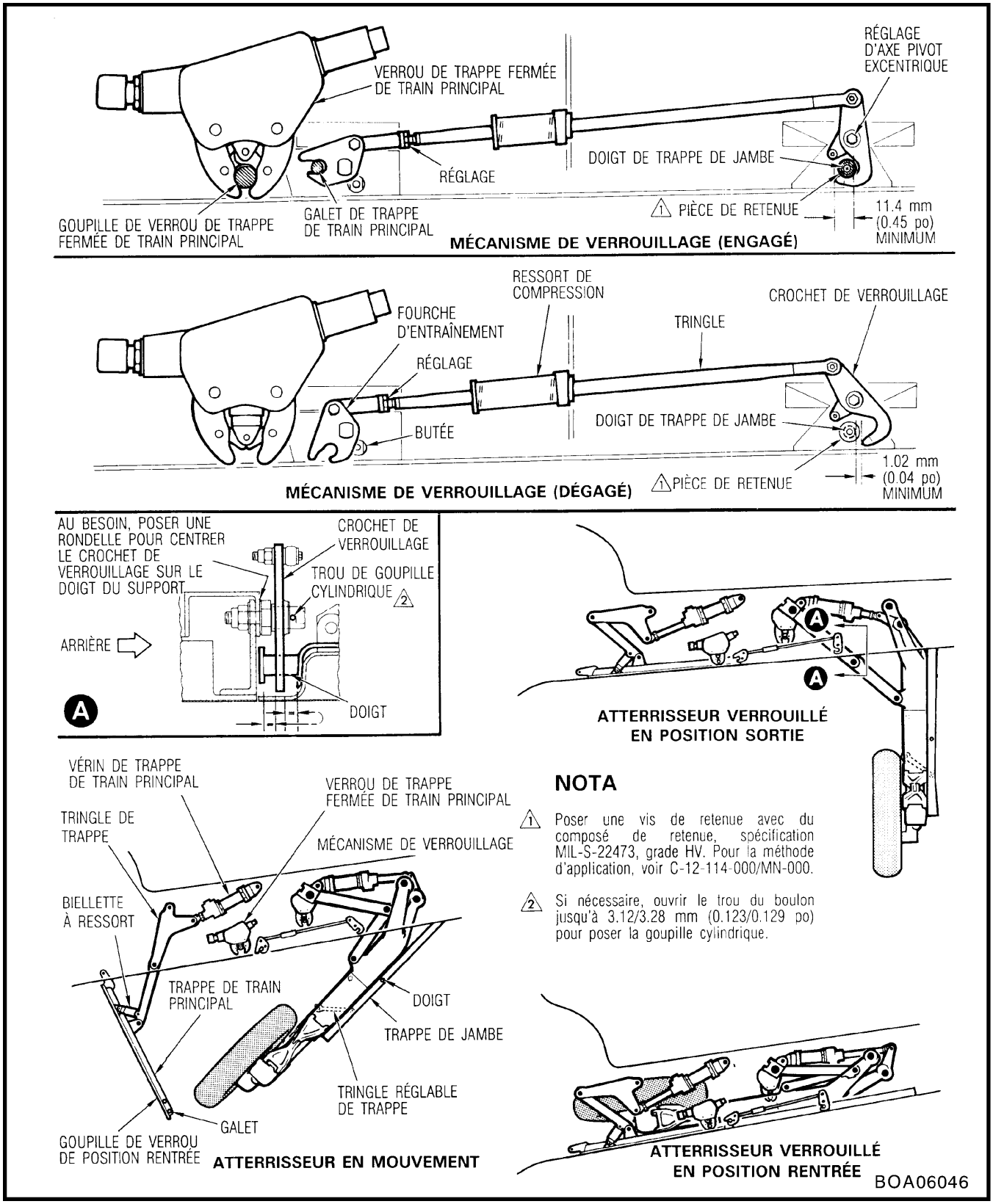


Figure 6-4-7 Trappes de train principal – schéma

k. Ensure that roller (16) is properly aligned with fork of leg door latch mechanism and will correctly operate mechanism when gear is subsequently retracted.

l. Check that door is flush with wing surface within ±0.794 mm (±1/32 in.) and that clearance between door and wing skin is 1.52 to 2.54 mm (0.060 to 0.100 in.).

NOTE

All gaps and clearances, unless stated otherwise, shall be checked with system pressure at 10 342 kPa (1500 psi). Adjustment is made by removal of bolts (11 and 28) and screws (10) and the installation or removal, as required, of shims (27, 26 and 25), noting that final adjustment necessary is made with shims (26) during Step x.

m. Install door eccentric pin (18) and adjust to full up position.

n. Insert spring (29) and assemble the two halves of spring-box (12), holding them in place by pushing in on door link (1).

NOTE

Spring-box may be contained during installation by using spring-box clamp, see C-12-114-000/CS-031.

o. Connect door link (1) to door with pin (14), with a washer (15) located each side as shown, and secure with screw (13), washer and nut.

p. Prepare to carry out a gear retraction test (see Paragraph 55).

q. Check adjustment of door actuator to ensure that overtravel is still within permissible limits. Adjust if necessary (see Paragraph 22).

r. Check adjustment of door microswitches (see Paragraph 56).

s. Close door uplock by hand and mark the fully locked position of slider (see Figure 6-4-5).

k. S'assurer que le galet (16) est bien aligné avec la fourche du mécanisme de verrouillage de trappe de jambe et qu'il fera fonctionner correctement le mécanisme quand le train sera rentré.

l. Vérifier que la trappe affleure la surface de l'aile à ±0.794 mm (±1/32 po) et que le dégagement entre la trappe et le revêtement de l'aile est de 1.52 à 2.54 mm (0.060 à 0.100 po).

NOTA

Tous les jeux et dégagements, sauf indication contraire, doivent être vérifiés avec une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) dans le circuit. Le réglage se fait par la dépose des boulons (11 et 28) et des vis (10) et la pose ou la dépose, selon les besoins, de cales (27, 26 et 25). Noter que le réglage final nécessaire se fait avec les cales (26) pendant l'étape x.

m. Poser l'axe excentrique de trappe (18) et régler à la position complètement rentrée.

n. Introduire le ressort (29), monter les deux moitiés de la biellette à ressort (12) et les retenir en place en les poussant contre la tringle de trappe (1).

NOTA

La biellette à ressort peut être maintenue comprimée pendant la pose au moyen du dispositif de serrage, C-12-114-000/CS-031.

o. Raccorder la tringle de trappe (1) à la trappe avec la goupille (14) et avec une rondelle (15), placée de chaque côté tel qu'illustré, et fixer avec la vis (13), la rondelle et l'écrou.

p. Se préparer à effectuer un essai de rentrée du train (voir paragraphe 55).

q. Vérifier le réglage du vérin de trappe pour s'assurer que la course supplémentaire est toujours dans les limites permises. Régler au besoin (voir paragraphe 22).

r. Vérifier le réglage des microcontacts de trappe (voir paragraphe 56).

s. Engager manuellement le verrou de trappe fermée et faire une marque à la position entièrement verrouillée du coulisseau (voir figure 6-4-5).

t. With gear ground safety pins installed and gear selected down, place ground servicing switch to closed position and slowly close door using hand pump. Observe alignment of door pin with door uplock. Lock should snap fully closed with a definite snap action and slider should align with mark (see Step s). A considerable gap should be present between door and wing skin with eccentric adjusted as in Step m.

u. Open door and adjust eccentric one notch at a time to bring door up flush with wing skin within 0.794 mm (1/32 in.).

NOTE

During the adjustment of the door eccentric, it is essential that the pin enters the uplock freely and that uplock rotation is not restricted when final locking occurs. If, after vertical adjustment is obtained, the uplock does not close with a definite snap action to the fully locked position as indicated by the mark made in Step s, carry out the following checks:

(1) Check that uplock pin diameter is between 19.037 and 19.063 mm (0.7495 and 0.7505 in.), modified pin 18.3 ±0.051 mm (0.720 ±0.002 in.).

(2) Check lateral position of uplock eccentric pin in relation to position of uplock jaws. If misalignment is indicated, reposition eccentric to opposite side of arc, i.e., if pin is positioned at 9 o'clock, reposition to 3 o'clock.

(3) If satisfactory operation of uplock is not obtained in Steps (1) or (2), remove 6.35 mm (1/4 in.) bolt which retains uplock in its mounting bracket and recheck uplock operation. If operation is now satisfactory, slightly elongate holes in mounting bracket to allow sufficient rotation of uplock to

t. Avec les goupilles de sécurité au sol en place et le train sélecté en position sortie, mettre l'interrupteur d'entretien au sol sur la position fermée, et fermer lentement la trappe avec la pompe à main. Vérifier l'alignement de l'axe de trappe avec le verrou de trappe fermée. Le verrou devrait s'encliqueter en fermeture complète avec un déclic et le coulisseau devrait s'aligner avec la marque (voir étape s). Il doit y avoir un dégagement important entre la trappe et le revêtement de l'aile lorsque l'excentrique est réglé comme dans l'étape m.

u. Ouvrir la trappe et régler l'excentrique d'une encoche à la fois pour que la trappe affleure le revêtement de l'aile à plus ou moins 0.794 mm (1/32 po).

NOTA

Pendant le réglage de l'excentrique de la trappe, il est essentiel que l'axe entre librement dans le verrou de trappe fermée et que la rotation du verrou ne soit pas gênée pendant le verrouillage final. Une fois le réglage vertical obtenu, si le verrou ne se ferme pas avec un déclic net à la position verrouillée indiquée par la marque faite à l'étape s, effectuer les vérifications suivantes :

(1) Vérifier que le diamètre de la goupille de verrou de trappe fermée mesure entre 19.037 et 19.063 mm (0.7495 et 0.7505 po) ou 18.3 ±0.051 mm (0.720 ±0.002 po) pour la goupille modifiée.

(2) Vérifier la position latérale de l'axe excentrique de verrou de trappe fermée par rapport à la position des mâchoires du verrou. S'il y a un désalignement, repositionner l'excentrique sur le côté opposé de l'arc; ainsi, si l'axe est positionné à 9 heures, le repositionner à 3 heures.

(3) Si on ne peut obtenir un fonctionnement satisfaisant du verrou de trappe fermée aux étapes (1) ou (2), enlever le boulon de 6.35 mm (1/4 po) qui retient le verrou dans son support de fixation et vérifier de nouveau le fonctionnement du verrou de trappe fermée. Si le fonctionnement est

ensure that uplock is free to align with pin in closed position.

v. Recheck clearance at outer forward edge of door when rear door frame is in contact with stop as in Step j.

w. Close door and recheck clearances and door in opening as in Step l.

x. Check adjustment of leg door latch mechanism as in Paragraph 15.

y. Remove ground safety locking pins from all three gears and carry out functional test of landing gear (see Paragraph 55). Check that operating pressures in the different configurations are within limits and that the specified clearance exists between main gear leg and door. Check leg door rigging (see Paragraph 17).

z. Lower landing gear and install ground safety locking pins.

aa. Install cotter pins to nuts of forward (2) and aft (6) hinge bolts. Ensure that all items removed or disturbed during the course of these operations are correctly locked and, where applicable, in safety.

ab. Disconnect and remove ground power, lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001) and remove jacking equipment.

ADJUSTMENT OF DOOR LATCH MECHANISM

15. Adjustment of the door latch mechanism is provided by an adjustable eye-end at the spring end of the push-rod, and an eccentric cam on the latch hook pivot pin (see Figure 6-4-7). On closure of a

satisfaisant, ovaliser légèrement les trous dans les supports de fixation afin de permettre une rotation suffisante du verrou de trappe fermée pour que celui-ci puisse s'aligner librement avec l'axe en position fermée.

v. Vérifier de nouveau le dégagement au bord avant extérieur de la trappe quand le cadre arrière de trappe est en contact avec la butée comme à l'étape j.

w. Fermer la trappe et vérifier de nouveau les dégagements et la trappe dans l'ouverture comme à l'étape l.

x. Vérifier le réglage du mécanisme de verrouillage de la trappe de jambe comme au paragraphe 15.

y. Enlever les goupilles de sécurité au sol des trois atterrisseurs et effectuer l'essai de fonctionnement du train (voir paragraphe 55). Vérifier que les pressions de fonctionnement pour les différentes configurations sont dans les limites, et que le dégagement stipulé existe entre la jambe de train principal et la trappe. Vérifier le réglage de la jambe de trappe (voir paragraphe 17).

z. Sortir le train et poser les goupilles de sécurité au sol.

aa. Poser les goupilles fendues sur les écrous des boulons de charnière avant (2) et arrière (6). S'assurer que toutes les pièces enlevées ou dérangées pendant ces opérations sont bien verrouillées et, au besoin, freinées.

ab. Couper et débrancher l'alimentation de parc, redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

RÉGLAGE DU MÉCANISME DE VERROUILLAGE DE TRAPPE

15. Le réglage du mécanisme de verrouillage de trappe se fait au moyen d'un embout à oeil réglable à l'extrémité à ressort de la tringle et d'une came excentrique sur l'axe pivot du crochet de verrouillage (voir

main wheel door with the gear extended, the latch mechanism should be checked for correct engagement by the roller on the door. Further checks to be made are as follows:

a. With main gear down and locked and main wheel door closed, adjust door latch mechanism to position latch hook to near vertical position.

b. Open main wheel door. Check that drive fork of latch mechanism is sprung against stop.

c. Apply Plasticine to inner curve of latch hook.

d. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

e. Retract and lock gear up and then lower gear (see Paragraph 55).

f. Check that Plasticine indicates that distance between inside of spigot and inner curve of latch hook is at least 11.4 mm (0.45 in.).

g. If necessary, adjust on push-rod eye-end to obtain this clearance, repeating foregoing checks after any adjustment, and ensuring main wheel door roller enters jaws of drive fork centrally.

h. Apply Plasticine to tip of latch hook so that Plasticine protrudes between 1.27 and 2.54 mm (0.05 and 0.1 in.) at tip.

i. Retract gear slowly to house gear in wheel well, selecting gear DOWN immediately when gear is housed to prevent main wheel door from closing.

j. Check by impression made on Plasticine that leg door spigot clears latch hook by at least 1.02 mm (0.040 in.).

k. Carry out any necessary locking and ensure that eye-end of push-rod is in safety. Remove all traces of Plasticine.

l. Lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001) and remove jacking equipment.

figure 6-4-7). À la fermeture de la trappe de train principal avec l'atterrisseur sorti, on doit vérifier le mécanisme de verrouillage pour s'assurer de l'engagement du galet dans la trappe. Effectuer également les vérifications suivantes :

a. Avec le train principal sorti et verrouillé et la trappe de train principal fermée, régler le mécanisme de verrouillage de trappe pour positionner le crochet du verrou près de la verticale.

b. Ouvrir la trappe de train principal. Vérifier que la fourche d'entraînement du mécanisme de verrouillage est poussée contre la butée.

c. Mettre de la pâte à modeler sur la courbe intérieure du crochet de verrouillage.

d. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

e. Rentrer et verrouiller le train, puis le sortir de nouveau (voir paragraphe 55).

f. S'assurer que la pâte à modeler indique une distance d'au moins 11.4 mm (0.45 po) entre l'intérieur du doigt et la courbe intérieure du crochet de verrouillage.

g. Au besoin, régler l'embout à oeil de la tringle pour obtenir ce dégagement, en répétant les vérifications précédentes après chaque réglage et en s'assurant que le galet de la trappe de train principal entre bien au centre des mâchoires de la fourche d'entraînement.

h. Mettre de la pâte à modeler sur l'extrémité du crochet de verrouillage de façon qu'elle dépasse de 1.27 à 2.54 mm (0.05 à 0.1 po) à l'extrémité.

i. Rentrer le train lentement dans le logement, en sélectant DOWN dès que le train est logé, afin d'empêcher la trappe de train principal de se fermer.

j. Vérifier, par l'empreinte laissée dans la pâte à modeler, que le doigt de la trappe de jambe est dégagé du crochet de verrouillage par au moins 1.02 mm (0.040 po).

k. Faire tout verrouillage nécessaire et s'assurer que l'embout à oeil de la tringle est freiné. Enlever toute trace de pâte à modeler.

l. Redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

LEG DOOR

REMOVAL

16. Proceed as follows (see Figure 6-4-8):

    a. Ensure that ground safety locking pins are installed on all three gears.

    b. Disconnect link (7) from door by removing cotter pin (12), washer and pin (5). If it is necessary to remove hinge (13), remove cotter pin (6), washer, and pin (11).

    c. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

    d. Remove ground safety locking pin from gear being serviced and retract gear (see Paragraph 55).

    e. With leg door supported, remove the five screws (1) and washers securing door hinge to hinge beam and remove door and, if installed, tapered shims (2).

INSTALLATION

17. Proceed as follows (see Figure 6-4-8):

    a. Ensure that gear is in correct adjustment (see Paragraph 3).

    b. With applicable gear in the up position with leg door connecting link (7) removed or taped to the leg, attach door to hinge beam with five screws (1) and washers.

    c. Push up door by hand and check fit of door with wing box. If necessary, install tapered shims (2) under hinge to align door with wing lower skin. Trim door as required to obtain a gap of 1.52 ±0.762 mm (0.060 ±0.030 in.). If hinge pin (3) is excessively worn, replace with 2.44 or 2.50 mm (0.096 or 0.098 in.) diameter pin.

TRAPPE DE JAMBE

DÉPOSE

16. Procéder comme suit (voir figure 6-4-8) :

    a. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol sont en place sur les trois atterrisseurs.

    b. Détacher la tringle (7) de la trappe en enlevant la goupille fendue (12), la rondelle et l'axe (5). S'il est nécessaire de déposer la charnière (13), retirer la goupille fendue (6), la rondelle et l'axe (11).

    c. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

    d. Enlever la goupille de sécurité au sol de l'atterrisseur faisant l'objet de l'entretien, et rentrer l'atterrisseur (voir paragraphe 55).

    e. Avec la trappe de jambe soutenue, enlever les cinq vis (1) et les rondelles fixant la charnière de trappe à sa poutre, et enlever la trappe et, s'il y en a, les cales coniques (2).

POSE

17. Procéder comme suit (voir figure 6-4-8) :

    a. S'assurer que le train est bien réglé (voir paragraphe 3).

    b. Avec l'atterrisseur voulu en position rentrée et la tringle de connexion de trappe de jambe (7) enlevée ou fixée au moyen de ruban adhésif à la jambe, fixer la trappe à la poutre de charnière avec cinq vis (1) et des rondelles.

    c. Pousser manuellement la trappe et vérifier son ajustement avec le caisson d'aile. Au besoin, mettre des cales coniques (2) sous la charnière pour aligner la trappe avec le revêtement inférieur d'aile. Rectifier la trappe de façon à obtenir un dégagement de 1.52 ±0.762 mm (0.060 ±0.030 po). S'il y a trace d'usure excessive sur l'axe de charnière (3), la remplacer par un axe de 2.44 ou 2.50 mm (0.096 ou 0.098 po) de diamètre.

d. With hydraulic pressure released and gear hanging in uplock, ensure that a minimum clearance of 2.54 mm (0.1 in.) exists between door and any part of leg. If necessary, check with Plasticine, paying particular attention to clearance between brake line and door.

e. With leg door held closed, ensure that light contact is maintained between latch hook and leg door spigot, and that door latch mechanism (see Figure 6-4-7) can be moved freely to locked position. Leg door shall be flush with wing skin within ±0.794 mm (±1/32 in.). The tolerance may be obtained by adjusting the eccentric pivot pin.

f. Lower gear (see Paragraph 55). Install ground safety locking pin.

NOTE

Ensure that there is no binding between movable parts of the link assembly.

g. If necessary, attach hinge (13) to bracket (4) using pin (5), washer and cotter pin (12), ensuring that head of pin (5) faces upward.

h. Attach connecting link (7) to hinge (13) with pin (11), washer and cotter pin (6), ensuring that pin head is facing forward and is flush with fork-end. Ensure that fork pivot cut-outs are facing towards brake bleed valve, as shown.

i. Adjust connecting link (7) to lightly compress rubber stop (14) against leg.

j. Remove ground safety locking pin and retract gear by means of hydraulic hand pump (see Paragraph 55).

d. Avec la pression hydraulique relâchée et le train suspendu en position rentrée verrouillée, s'assurer qu'il y a un dégagement minimal de 2.54 mm (0.1 po) entre la trappe et toute partie de la jambe. Au besoin, vérifier avec de la pâte à modeler en prêtant une attention particulière au dégagement entre la conduite de frein et la trappe.

e. Avec la trappe de jambe tenue fermée, s'assurer qu'un léger contact est maintenu entre le crochet de verrouillage et le doigt de la trappe de jambe, et que le mécanisme de verrouillage de trappe (voir figure 6-4-7) peut atteindre librement la position verrouillée. La trappe de jambe doit affleurer le revêtement d'aile à ±0.794 mm (±1/32 po). La tolérance peut être obtenue par le réglage de l'axe pivot excentrique.

f. Sortir le train (voir paragraphe 55). Poser les goupilles de sécurité au sol.

NOTA

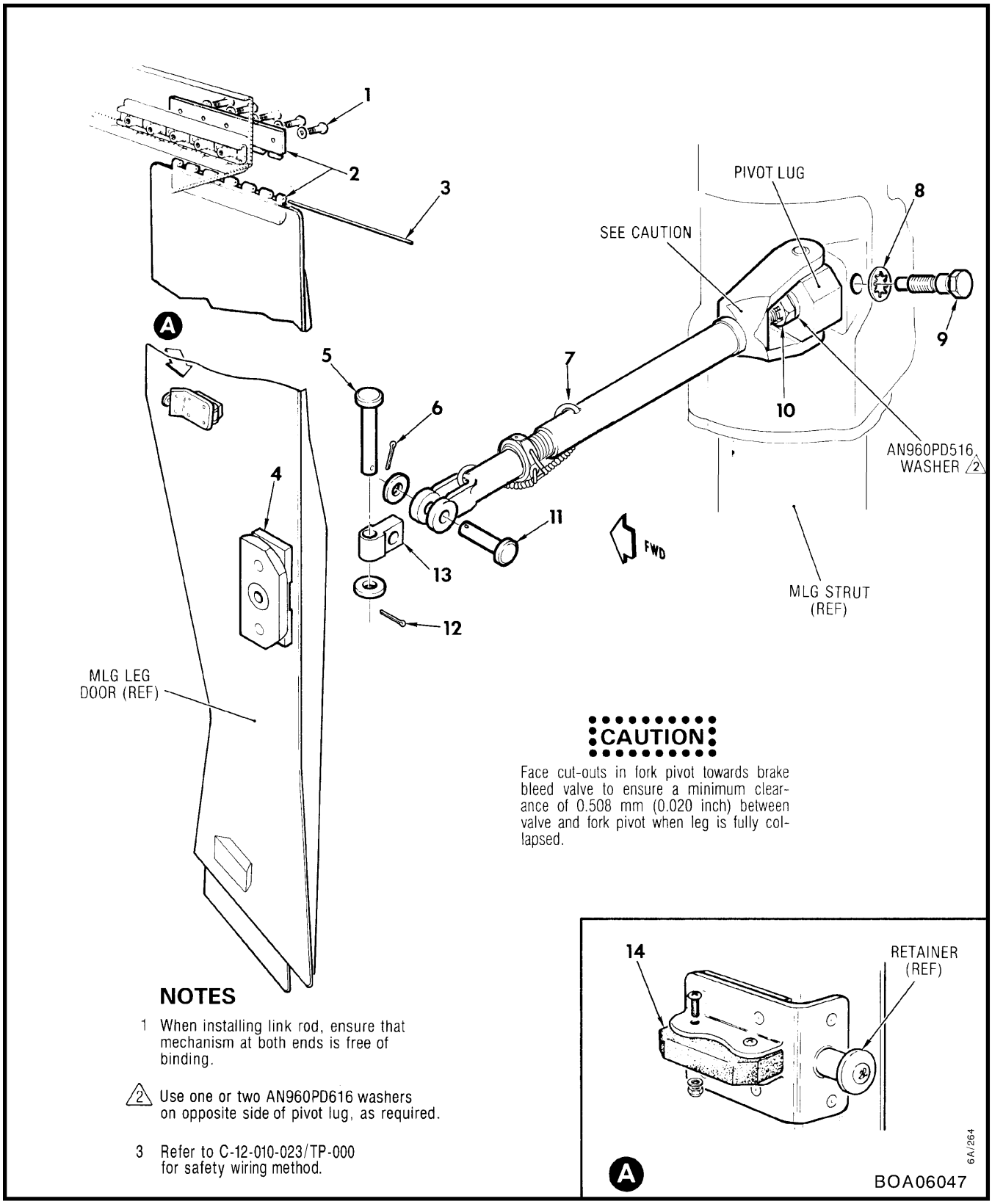
S'assurer qu'il n'y a aucun coincement entre les pièces mobiles de la tringle.

g. Si nécessaire, fixer la charnière (13) au support (4) à l'aide d'un axe (5), d'une rondelle et d'une goupille fendue (12), en s'assurant que la tête de l'axe (5) est orientée vers le haut.

h. Fixer la tringle de connexion (7) à la charnière (13) au moyen de l'axe (11), de la rondelle et de la goupille fendue (6), en s'assurant que la tête de l'axe est orientée vers le haut et qu'elle affleure l'extrémité en fourche. S'assurer aussi que les découpes du pivot de la fourche font face au robinet de purge de frein, tel qu'indiqué.

i. Régler la tringle de connexion (7) pour comprimer légèrement la butée de caoutchouc (14) contre la jambe.

j. Enlever la goupille de sécurité au sol et rentrer le train en utilisant la pompe à main hydraulique (voir paragraphe 55).



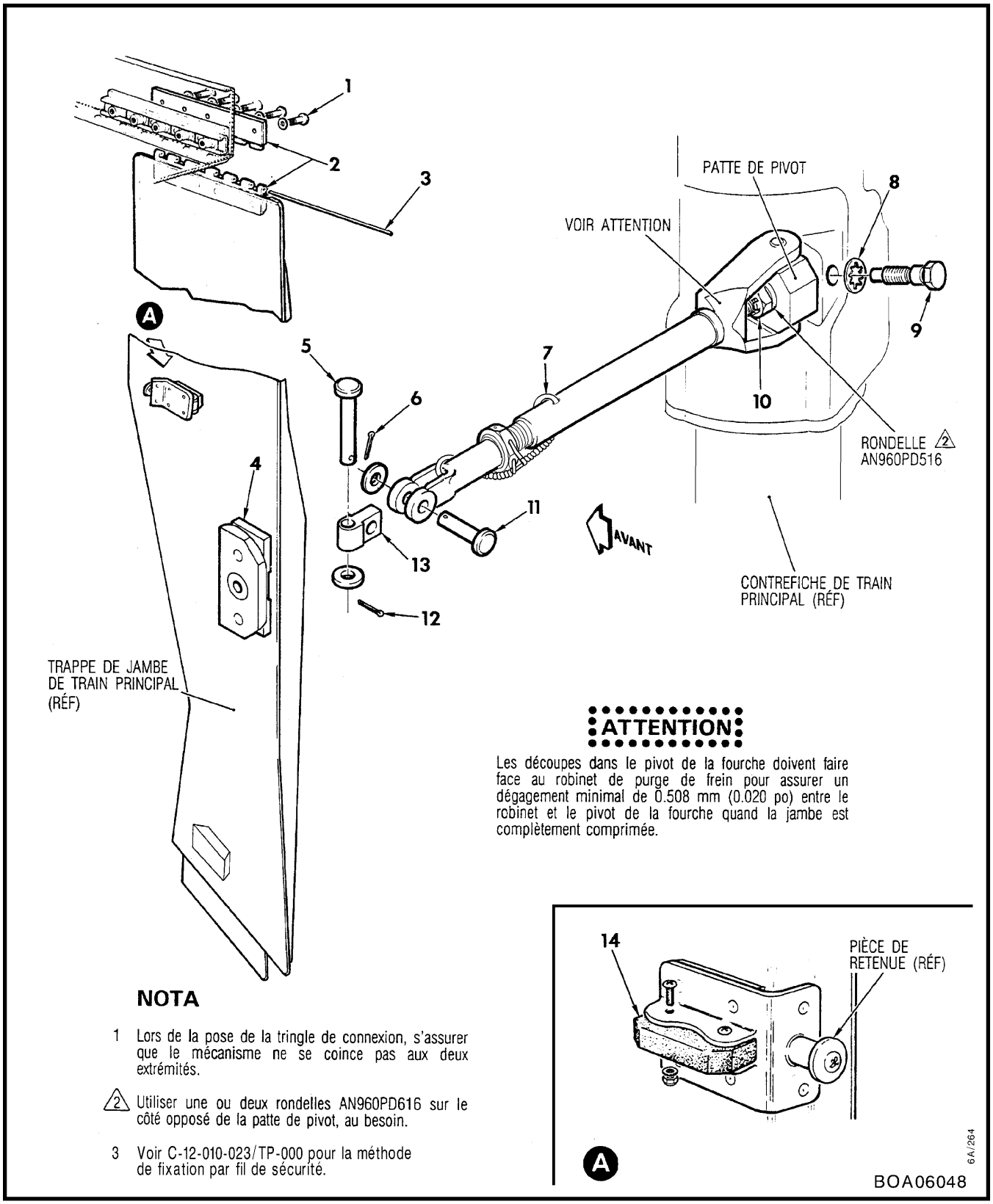
NOTES

1 When installing link rod, ensure that mechanism at both ends is free of binding.

2 Use one or two AN960PD616 washers on opposite side of pivot lug, as required.

3 Refer to C-12-010-023/TP-000 for safety wiring method.

Figure 6-4-8 Removal and Installation of Leg Door



NOTA

1 Lors de la pose de la tringle de connexion, s'assurer que le mécanisme ne se coince pas aux deux extrémités.

2 Utiliser une ou deux rondelles AN960PD616 sur le côté opposé de la patte de pivot, au besoin.

3 Voir C-12-010-023/TP-000 pour la méthode de fixation par fil de sécurité.

Figure 6-4-8 Dépose et pose de la trappe de jambe

k. With main wheel door open and gear held up by hydraulic pressure, check that door is open at least 1.59 mm (1/16 in.) at inboard end, noting that mismatch shall not exceed 4.76 mm (3/16 in.). If incorrect, lower gear and adjust connecting link (7), retracting gear on completion of adjustment.

NOTE

This check is to be carried out with gear held fully up in the uplock by hydraulic pressure, electrical power being maintained on the landing gear selector valve to keep valve open by retracting the one gear only.

l. Release hydraulic pressure to permit gear to hang in uplock. Ensure that leg door is open not more than 6.35 mm (1/4 in.) at inboard end.

m. Check that leg door can move freely to closed position and that latch mechanism can be moved manually to fully latched position. Ensure that a minimum clearance of 0.635 mm (0.025 in.) exists between connecting link (7) fork-end and leg.

n. If connecting link (7) required adjustment during Step k, recheck position of rubber stop with gear down. Trim rubber stop or install oversize stop as required to obtain light compression of rubber pad in gear down position.

o. With gear retracted and locked up, close main wheel door and check that leg door, when engaged by latch hook, is closed flush (see Paragraph 15 for door latch mechanism adjustment procedure). Check that gap between main wheel door and leg door is between 1.52 and 2.54 mm (0.060 and 0.100 in.).

k. Avec la trappe de train principal ouverte et le train maintenu en position rentrée par la pression hydraulique, vérifier que la trappe est ouverte d'au moins 1.59 mm (1/16 po) à l'extrémité intérieure et s'assurer que le décrochement ne dépasse pas 4.76 mm (3/16 po). Sinon, descendre le train et régler la tringle de connexion (7), puis rentrer le train une fois le réglage terminé.

NOTA

Cette vérification doit être effectuée avec le train rentré et accroché par la pression hydraulique et avec l'alimentation électrique maintenue au robinet sélecteur de train d'atterrissage pour garder le robinet ouvert en rentrant un atterrisseur seulement.

l. Relâcher la pression hydraulique pour permettre au train d'être suspendu en position rentrée verrouillée. S'assurer que la trappe de jambe n'est pas ouverte de plus de 6.35 mm (1/4 po) à l'extrémité intérieure.

m. Vérifier que la trappe de jambe peut atteindre librement la position fermée et que le mécanisme de verrouillage peut être déplacé manuellement jusqu'à la position verrouillée. S'assurer qu'il y un jeu minimal de 0.635 mm (0.025 po) entre la chape de la tringle de connexion (7) et la jambe.

n. Si la tringle de connexion (7) doit être réglée à l'étape k, vérifier de nouveau la position de la butée de caoutchouc avec le train sorti. Rectifier la butée de caoutchouc ou poser une butée surdimensionnée selon les besoins pour obtenir une légère compression du coussin de caoutchouc en position train sorti.

o. Avec le train rentré et verrouillé, fermer la trappe de train principal et vérifier que la trappe de jambe, quand elle est engagée dans le crochet de verrouillage, est fermée et affleurante (voir paragraphe 15 pour le réglage du mécanisme de verrouillage de trappe). Vérifier que le dégagement entre la trappe de train principal et la trappe de jambe est compris entre 1.52 et 2.54 mm (0.060 et 0.100 po).

p. Lower gear. Ensure that cotter pins (11 and 6), and cotter pin for nut (10) are installed. Lock-wire connecting link (7), locknut and fork-end as shown.

NOTE

Door attachment pin locking bolt (9) shall be secured with toothed washer (8) only and shall not be lockwired.

q. Operate the gear and check that operating pressures and times are within stipulated limits (see Paragraph 55).

r. Ensure that all items removed or disturbed during the course of these operations are correctly locked and, where applicable, in safety.

s. Release nitrogen from leg, fully collapse leg and check that there is at least 0.508 mm (0.020 in.) clearance between brake bleed valve adapter and leg door connecting link.

t. Recharge leg (see C-12-114-000/MF-001).

u. Check that landing gear control lever is in DOWN position and electrical MASTER switch is to GRD PWR. Apply system maximum hydraulic pressure to down lines and check that gears show down and locked.

v. Install ground safety locking pins, disconnect and remove ground power, lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001) and remove jacking equipment.

MAIN WHEEL DOOR ACTUATOR

GENERAL

18. The stroke of the piston is a nominal 128.5 to 129.3 mm (5.06 to 5.09 in.). Adjustment of ±3.81 mm (±0.15 in.) about nominal, in increments of 0.635 mm (0.025 in.), is obtainable by means of the piston-rod eye-end. Piston-rod and cylinder eye-ends each have a Teflon-lined self-aligning spherical bearing installed.

p. Sortir le train. S'assurer que les goupilles fendues (11 et 6) et la goupille fendue de l'écrou (10) sont en place. Freiner au fil la tringle de connexion (7), le contre-écrou et l'extrémité de la chape tel qu'illustré.

NOTA

Le boulon de verrouillage de goupille de fixation de trappe (9) doit être fixé avec une rondelle dentelée (8) seulement et ne doit pas être freinée au fil.

q. Faire fonctionner le train et vérifier que les pressions et durées de fonctionnement sont dans les limites prescrites (voir paragraphe 55).

r. S'assurer que toutes les pièces enlevées ou dérangées pendant ces opérations sont bien verrouillées et, au besoin, freinées.

s. Faire sortir l'azote de la jambe, laisser la jambe s'affaisser à fond et vérifier qu'il y a un dégagement d'au moins 0.508 mm (0.020 po) entre l'adaptateur du robinet de purge de frein et la tringle de connexion de trappe de jambe.

t. Remplir de nouveau la jambe (voir C-12-114-000/MF-001).

u. Vérifier que le levier de commande de train d'atterrissage est sur DOWN et que le sélecteur d'alimentation électrique MASTER est sur GRD PWR. Envoyer la pression hydraulique maximale du circuit aux conduites de sortie et vérifier que les indications donnent bien les atterrisseurs sortis et verrouillés.

v. Poser les goupilles de sécurité au sol, couper et débrancher l'alimentation de parc, redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

VÉRIN DE TRAPPE DE TRAIN PRINCIPAL

GÉNÉRALITÉS

18. La course du piston a une valeur nominale de 128.5 à 129.3 mm (5.06 à 5.09 po). L'embout à oeil de la tige de piston permet d'effectuer des réglages de ±3.81 mm (±0.15 po) autour de la valeur nominale, par incréments de 0.635 mm (0.025 po). Les embouts à oeil de la tige du piston et du cylindre sont tous

The actuator is attached by the cylinder eye-end to a spigot on the main spar at WS 56.78 and by the piston-rod eye-end to the forked upper lever of the door link strut (see Figure 6-4-9). The Teflon-lined spherical bearings do not require lubrication.

19. After the actuator has been installed and adjusted, the piston-rod locknut shall be torqued to the value detailed in Figure 6-4-14 and lockwired.

20. For further information pertaining to the main wheel door actuator, see C-13-502-000/MS-000.

REMOVAL

21. Proceed as follows (see Figure 6-4-9):

a. Connect ground power to aircraft. Open main wheel doors by operating hydraulic hand pump with ground servicing switch in port main gear bay selected to OPEN.

b. Disperse residual hydraulic pressure in system (see C-12-114-0B0/MF-001) and tag controls in cockpit to indicate that hydraulics are not to be used.

c. Disconnect hydraulic lines (2, 3 and 6). Cap open ends.

d. Disconnect actuator from upper lever of door link by removing cotter pin, nut, washer and bolt (5).

e. Disconnect actuator from spigot (1) by removing cotter pin, nut and washer, and remove actuator.

INSTALLATION

22. Proceed as follows (see Figure 6-4-9):

a. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

b. With main wheel door fully open, lightly clamp door link in over-centre position.

c. Connect cylinder end of actuator to spigot (1) on main spar with washer, nut and cotter pin.

munis de rotules sphériques autoréglables recouvertes de Téflon. Le vérin est fixé, par l'embout à oeil du cylindre, à un doigt sur le longeron principal à WS 56.78 et, par l'embout à oeil de la tige de piston, au levier supérieur à chape de la tringle de trappe (voir figure 6-4-9). Les rotules sphériques recouvertes de Téflon ne nécessitent aucun graissage.

19. Une fois le vérin posé et réglé, serrer le contre-écrou de la tige de piston au couple indiqué à la figure 6-4-14 et le freiner au fil.

20. Pour plus de renseignements sur le vérin de trappe de train principal, voir C-13-502-000/MS-000.

DÉPOSE

21. Procéder comme suit (voir figure 6-4-9) :

a. Brancher l'alimentation de parc à l'avion. Ouvrir les trappes de train principal en utilisant la pompe à main hydraulique, avec l'interrupteur d'entretien au sol du compartiment de train principal gauche sur OPEN.

b. Éliminer la pression hydraulique résiduelle dans le circuit (voir C-12-114-0B0/MF-001) et mettre des affichettes sur les commandes dans le poste de pilotage pour indiquer que le circuit hydraulique ne doit pas être utilisé.

c. Débrancher les conduites hydrauliques (2, 3 et 6). Boucher les extrémités ouvertes.

d. Débrancher le vérin du levier supérieur de la tringle de trappe en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (5).

e. Détacher le vérin au niveau du doigt (1) en enlevant la goupille fendue, l'écrou, et la rondelle, puis déposer le vérin.

POSE

22. Procéder comme suit (voir figure 6-4-9) :

a. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Avec la trappe de train principal complètement ouverte, serrer légèrement la tringle de trappe en position au-delà du centre.

c. Fixer l'extrémité du cylindre de vérin au doigt (1) sur le longeron principal avec une rondelle, un écrou et une goupille fendue.

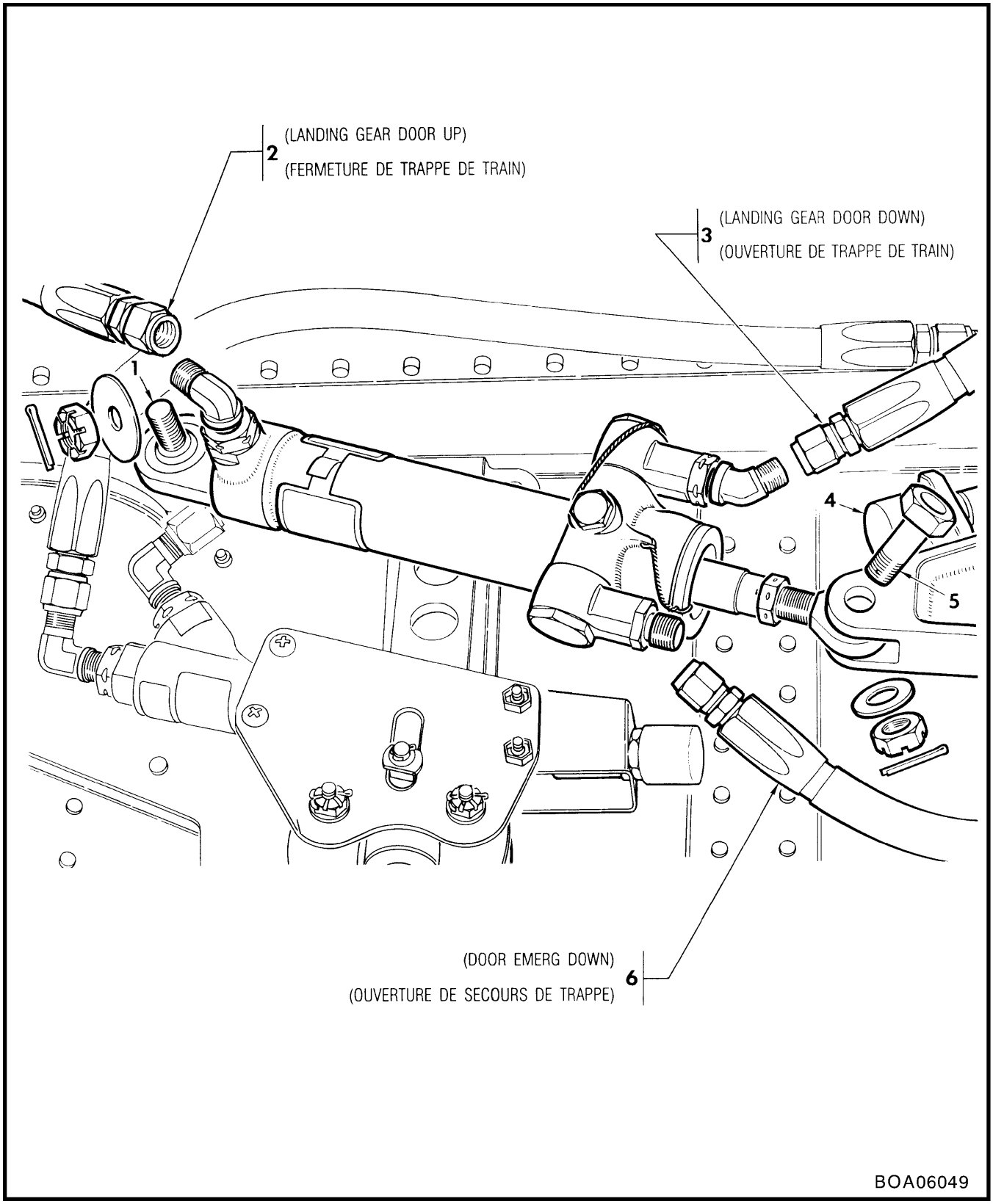


Figure 6-4-9 Removal and Installation of Main Wheel Door Actuator
Figure 6-4-9 Dépose et pose du vérin de trappe de train principal

d. Fully close actuator. Adjust actuator piston-rod eye-end to obtain a drop fit for attachment bolt (5) with door link.

e. Remove bolt (5). Screw piston-rod eye-end in two complete turns to obtain 2.54 mm (0.1 in.) overtravel of actuator. Install bolt (5), washer, nut and cotter pin.

CAUTION

When connecting hydraulic lines, ensure proper position (angle) of MLG door actuator fittings to allow sufficient clearance, when door is closed, between hydraulic line fittings, main gear door lever and surrounding lines.

f. Connect hydraulic lines (2, 3 and 6).

g. Ensure that ground safety locking pins are installed on other two gears.

h. Top up hydraulic reservoir (see C-12-114-000/MF-001).

i. Remove clamp from door link. Apply 10 342 kPa (1500 psi) hydraulic pressure with ground servicing switch in OPEN position and check normal down line (3) for leaks. Correct any leak.

j. Place ground servicing switch to CLOSE and apply hydraulic pressure to fully close door. Increase pressure to 10 342 kPa (1500 psi) and check up line (2) for leaks. Correct any leak.

k. Check main wheel door for correct closure (see Paragraph 14).

l. Open main wheel door and release hydraulic pressure. Ensuring that eye-end is in safety, torque eye-end locknut to value detailed in Figure 6-4-14 and lockwire.

d. Fermer complètement le vérin. Régler l'embout à oeil de la tige de piston du vérin pour avoir un ajustage facile du boulon de fixation (5) avec la tringle de trappe.

e. Enlever le boulon (5). Visser l'embout à oeil de la tige de piston de deux tours complets pour obtenir une course supplémentaire de 2.54 mm (0.1 po) du vérin. Poser le boulon (5), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

ATTENTION

Lors du branchement des conduits hydrauliques, s'assurer que les ferrures de vérin de trappe de train principal sont en position (angle) adéquate pour que le dégagement soit suffisant, une fois la trappe fermée, entre les raccords de conduite hydraulique, le levier de trappe de train principal et les conduites avoisinantes.

f. Brancher les conduites hydrauliques (2, 3 et 6).

g. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol sont posées sur les deux autres atterrisseurs.

h. Faire l'appoint du réservoir hydraulique (voir C-12-114-000/MF-001).

i. Enlever le collier de la tringle de trappe. Appliquer une pression hydraulique de 10 342 kPa (1500 lb/po^2), avec l'interrupteur d'entretien au sol sur OPEN, et vérifier l'étanchéité des conduites de sortie normale (3). Réparer les fuites éventuelles.

j. Mettre l'interrupteur d'entretien au sol sur CLOSE et appliquer une pression hydraulique pour fermer la porte complètement. Augmenter la pression hydraulique à 10 342 kPa (1500 lb/po^2) et vérifier l'étanchéité de la conduite (2). Réparer les fuites éventuelles.

k. Vérifier que la trappe de train principal est correctement fermée (voir paragraphe 14).

l. Ouvrir la trappe de train principal et relâcher la pression hydraulique. S'assurer que l'embout à oeil est freiné, serrer le contre-écrou à oeil à la valeur indiquée à la figure 6-4-14 et le freiner au fil.

m. Check adjustment of microswitch (4) and door uplock microswitch (see Paragraph 56).

n. Carry out precautions for functional test of gear (see Paragraph 55).

o. Operate gear several times to pass any air remaining in system to reservoir. Leave gear in retracted position.

p. Using landing gear emergency handle (see Paragraph 55), lower gear and check emergency down line (6) for leaks. Correct any leak. Push handle in on completion of check.

q. Operate gear several times and check that pressure required to operate gear through the various stages is within stipulated limits (see Paragraph 55).

r. Ensure that all components removed or disturbed during the course of these operations are correctly locked and, where applicable, in safety.

s. Install ground safety locking pins. Lower aircraft to ground and remove jacking equipment (see C-12-114-000/MF-001).

t. Disconnect and remove ground power.

MAIN WHEEL DOOR ACTUATOR SPIGOT

REMOVAL

23. Proceed as follows (see Figure 6-4-9):

a. Disconnect door actuator from spigot (1) in accordance with Paragraph 21, Step e.

b. Remove droop snoot.

c. Install two nuts on spigot to form a jam nut to prevent spigot from turning.

m. Vérifier le réglage du microcontact (4) et du microcontact de verrou de trappe fermée (voir paragraphe 56).

n. Prendre les mesures nécessaires pour l'essai de fonctionnement du train (voir paragraphe 55).

o. Manoeuvrer le train plusieurs fois pour expulser tout l'air restant dans le circuit jusqu'au réservoir. Laisser le train en position rentrée.

p. En utilisant la poignée de commande de secours du train d'atterrissage (voir paragraphe 55), sortir le train et vérifier l'étanchéité de la conduite de sortie de secours (6). Réparer les fuites éventuelles. Enfoncer la poignée une fois la vérification terminée.

q. Faire fonctionner le train plusieurs fois, et vérifier que la pression nécessaire pour manoeuvrer le train aux diverses étapes est dans les limites prescrites (voir paragraphe 55).

r. S'assurer que toutes les pièces enlevées ou dérangées pendant ces opérations sont bien verrouillées et, au besoin, freinées.

s. Poser les goupilles de sécurité au sol. Redescendre l'avion au sol et enlever l'équipement de levage (voir C-12-114-000/MF-001).

t. Couper et débrancher l'alimentation de parc.

DOIGT DE VÉRIN DE TRAPPE DE TRAIN PRINCIPAL

DÉPOSE

23. Procéder comme suit (voir figure 6-4-9) :

a. Débrancher le vérin de trappe au niveau du doigt (1), conformément au paragraphe 21, étape e.

b. Enlever le bord d'attaque intérieur tombant.

c. Mettre deux écrous sur le doigt pour former un écrou de blocage empêchant le doigt de tourner.

d. Using a socket and extensions as necessary, remove nut and washer from spigot.

NOTE

The nut is accessible through an access hole in the front spar web at WS 57.05.

e. Remove spigot from main spar.

INSTALLATION

24. Proceed as follows (see Figure 6-4-9):

a. Install spigot through main spar.

b. Using a socket and extensions as necessary, install washer as necessary, install washer and nut on spigot (1) through access hole in wing front spar at WS 57.05.

c. Connect main wheel door actuator in accordance with Paragraph 22, Step c.

d. Cover access hole with pressure-sensitive tape.

e. Install droop snoot.

DOOR LINK

REMOVAL

25. Proceed as follows (see Figure 6-4-10):

a. Ensure that ground safety locking pins are installed to all three gears.

b. Connect electrical ground power to aircraft. Open main wheel doors by operating hydraulic hand pump with ground servicing switch in port main gear bay selected to OPEN.

c. Tag controls in cockpit to indicate that hydraulics are not to be operated.

d. Disconnect door actuator (1) from upper lever of door link by removing cotter pin, nut, washer and bolt (2).

d. Au moyen d'une douille et de rallonges, au besoin, enlever l'écrou et la rondelle au niveau du doigt.

NOTA

L'écrou est accessible par un trou de visite dans l'âme du longeron avant à WS 57.05.

e. Enlever le doigt du longeron principal.

POSE

24. Procéder comme suit (voir figure 6-4-9) :

a. Poser le doigt dans le longeron principal.

b. Au moyen d'une douille et des rallonges nécessaires, mettre une rondelle au besoin, poser la rondelle et l'écrou sur le doigt (1) par le trou de visite dans le longeron avant de l'aile à WS 57.05.

c. Brancher le vérin de trappe de train principal, conformément au paragraphe 22, étape c.

d. Fermer le trou de visite avec du ruban à pression.

e. Poser le bord d'attaque intérieur tombant.

TRINGLE DE TRAPPE

DÉPOSE

25. Procéder comme suit (voir figure 6-4-10) :

a. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol sont posées sur les trois atterrisseurs.

b. Brancher l'alimentation de parc à l'avion. Ouvrir les trappes de train principal en utilisant la pompe à main hydraulique, avec l'interrupteur d'entretien au sol du compartiment de train principal gauche sur OPEN.

c. Mettre des affichettes sur les commandes dans le poste de pilotage, pour indiquer que le circuit hydraulique ne doit pas être utilisé.

d. Détacher le vérin de trappe (1) au niveau du levier supérieur de la tringle de trappe en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (2).

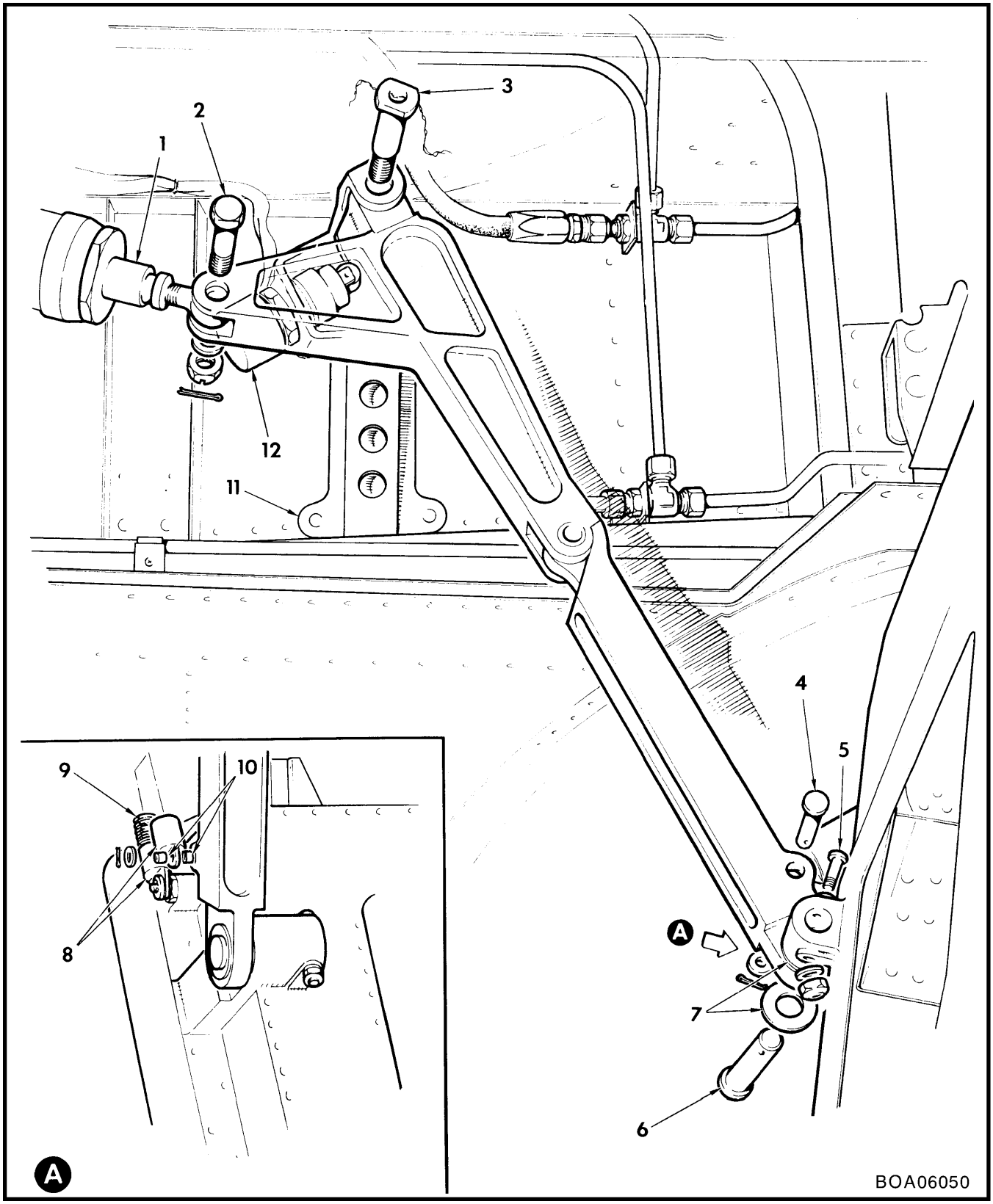


Figure 6-4-10 Removal and Installation of Main Wheel Door Link
Figure 6-4-10 Dépose et pose de la tringle de trappe de train principal

e. Exerting pressure on door link to counteract loading of spring-box (8), remove nut, washer and screw (5).

NOTE

Spring-box may be contained during removal by using spring-box clamp (see C-12-114-000/CS-031).

f. Permit spring-box (8) to extend and withdraw spring (9). Remove pin (6) and washers (7) to release door link from door.

g. Disconnect female part of spring-box (8) from link by removing cotter pin, washer and pin (4). Note that two spacers (10) are located one each side of spring-box eye-end.

h. To avoid possible damage to microswitch (12), screw microswitch out clear of door link.

i. Break lockwire and, with door link supported, remove bolt (3). Remove door link.

INSTALLATION

26. Proceed as follows (see Figure 6-4-10):

a. Position door link and connect to bracket (11) with bolt (3). Lockwire bolt with wire (see Figure 1-2, Item 12).

b. Connect female part of spring-box (8) to link with pin (4), washer and cotter pin. Note that a spacer (10) is located on each side of spring-box eye-end.

c. Install spring (9) to female half of spring-box (8) and assemble spring-box. Exerting pressure on door link to compress spring-box, connect door link to door with pin (6) and washers (7), locating a washer each side of door link as shown. Lock pin (6) in position

e. En exerçant une pression sur la tringle de trappe pour contrer la résistance de la biellette à ressort (8), enlever l'écrou, la rondelle et la vis (5).

NOTA

La biellette à ressort peut être maintenue comprimée pendant la dépose au moyen du dispositif de serrage de biellette à ressort (voir C-12-114-000/CS-031).

f. Laisser la biellette à ressort (8) se détendre, et retirer le ressort (9). Enlever la goupille (6) et les rondelles (7) pour détacher la tringle de la trappe.

g. Débrancher la partie femelle de la biellette à ressort (8) au niveau de la tringle en enlevant la goupille fendue, la rondelle et la goupille (4). Noter que deux pièces d'écartement (10) sont situées de chaque côté de l'embout à oeil de la biellette à ressort.

h. Pour éviter d'endommager le microcontact (12), visser ce dernier hors de la zone de la tringle de trappe.

i. Briser le fil à freiner et, avec la tringle de trappe soutenue, enlever le boulon (3). Enlever la tringle de trappe.

POSE

26. Procéder comme suit (voir figure 6-4-10) :

a. Positionner la tringle de trappe et la fixer à la ferrure (11) avec le boulon (3). Freiner le boulon au fil (voir figure 1-2, article 12).

b. Relier la partie femelle de la biellette à ressort (8) à la tringle avec la goupille (4), la rondelle et la goupille fendue. Noter qu'une pièce d'écartement (10) est située de chaque côté de l'embout à oeil de la biellette à ressort.

c. Poser le ressort (9) sur la moitié femelle de la biellette à ressort (8) et monter cette dernière. En exerçant une pression sur la tringle de trappe pour comprimer la biellette à ressort, fixer la tringle à la trappe avec la goupille (6) et les rondelles (7), en plaçant une rondelle

with screw (5), washer and nut.

NOTE

Spring-box may be contained during installation by using spring-box clamp (see C-12-114-000/CS-031).

d. Connect door actuator (1) to link with bolt (2), washer and nut. Note that cotter pin will be installed subsequent to actuator adjustment.

e. Check adjustment of door actuator, adjusting as necessary (see Paragraph 22) and adjust door down microswitch (12) (see Paragraph 56). On completion, carry out all necessary locking, including installing a cotter pin to bolt (2).

f. Operate gear (see Paragraph 55).

g. Disconnect and remove ground power. Install ground safety locking pins, lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001) and remove jacking equipment.

MAIN LANDING GEAR WHEEL

REMOVAL

27. Proceed as follows (see Figure 6-4-11):

a. Chock aircraft and jack main gear on which wheel is being changed (see C-12-114-000/MF-001).

WARNING

Before beginning removal of wheel from aircraft, fully deflate tire and remove valve core.

b. Remove cotter pin from wheel retaining nut (1). Using special wrench (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 23), remove retaining nut and washer (2).

c. Remove keyed washer (2) and outer bearing spacer (3) and remove wheel.

de chaque côté de la tringle de trappe tel qu'illustré. Verrouiller la goupille (6) en position avec la vis (5), la rondelle et l'écrou.

NOTA

La biellette à ressort peut être maintenue comprimée pendant la pose au moyen du dispositif de serrage de biellette à ressort (voir C-12-114-000/CS-031).

d. Attacher le vérin de trappe (1) à la tringle avec le boulon (2), la rondelle et l'écrou. Noter que la goupille fendue doit être posée après le réglage de vérin.

e. Vérifier le réglage du vérin de trappe, le refaire au besoin (voir paragraphe 22), et régler le microcontact d'ouverture de trappe (12) (voir paragraphe 56). Une fois les réglages terminés, effectuer les verrouillages nécessaires et poser une goupille fendue sur le boulon (2).

f. Manoeuvrer le train (voir paragraphe 55).

g. Couper et débrancher l'alimentation de parc. Poser les goupilles de sécurité au sol, redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

ROUE DE TRAIN D'ATTERRISSAGE PRINCIPAL

DÉPOSE

27. Procéder comme suit (voir figure 6-4-11) :

a. Caler l'avion et lever l'atterrisseur principal dont la roue doit être changée (voir C-12-114-000/MF-001).

AVERTISSEMENT

Avant d'entreprendre la dépose de la roue, dégonfler le pneu complètement et enlever l'obus de la valve.

b. Enlever la goupille fendue au niveau de l'écrou de retenue de la roue (1). Au moyen d'une clé spéciale (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 23), enlever l'écrou de retenue et la rondelle (2).

c. Enlever la rondelle fixe (2) et la pièce d'écartement du palier extérieur (3) et déposer la roue.

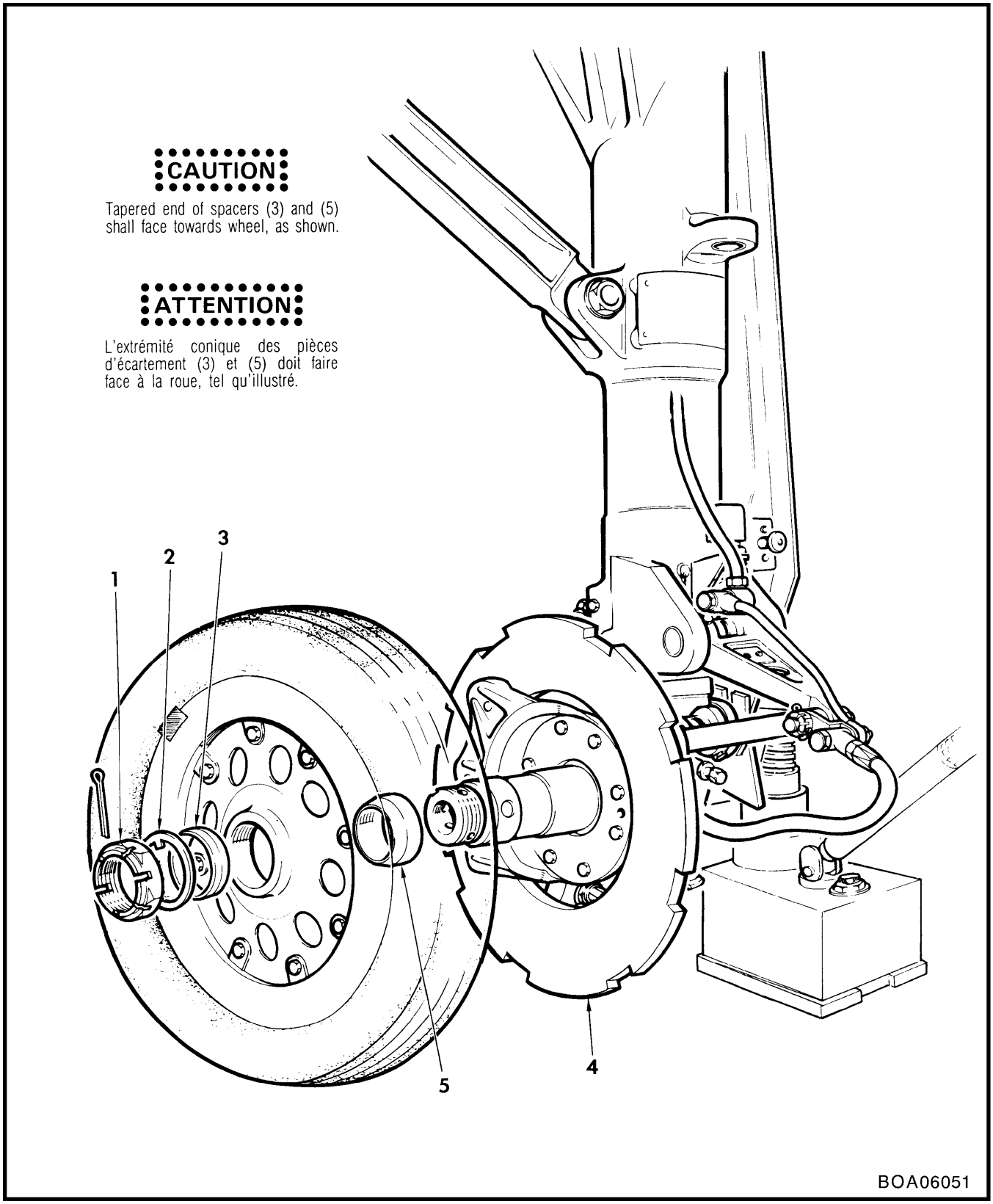


Figure 6-4-11 Removal and Installation of Main Wheel
Figure 6-4-11 Dépose et pose de la roue de train principal

INSTALLATION

28. Proceed as follows (see Figure 6-4-11):

a. Check that inner bearing spacer (5) is installed with taper facing towards wheel.

b. Ensure that old grease has been removed from wheel bearings.

c. Relubricate bearing with grease (see Figure 1-2, Item 3).

d. Apply grease (Item 3) to axle extension threads, axle nut washer and bearing surface of axle nut.

e. Centrally position brake disc (4) and apply parking brake to lock brake assembly. Position wheel to align wheel drive keys with slots in brake disc.

f. Install outer bearing spacer (3) with taper facing towards wheel, keyed washer (2) and nut (1). Using special wrench, (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 23) torque nut to 13.6 N•m (120 in•lb) while manually rotating wheel. With wheel static, loosen nut and retorque to 3.95 N•m (35 in•lb) (5.65 N•m [50 in•lb] on aircraft with modification C-12-114-000/CF-465 embodied).

NOTE

Should the wheel show any signs of looseness with locking holes aligned or the slot and hole misaligned at 3.95 N•m (35 in•lb), it is permissible to tighten the wheel retaining nut to the next aligning locking hole.

g. Rotate wheel and check for undue resistance.

h. Inflate tire to correct pressure (see C-12-114-000/MF-001).

i. Remove chocks, lower aircraft (see C-12-114-000/MF-001) and remove gear jacking equipment.

POSE

28. Procéder comme suit (voir figure 6-4-11) :

a. Vérifier que la pièce d'écartement du palier intérieur (5) est placée avec sa partie conique orientée vers la roue.

b. S'assurer que la vieille graisse a été enlevée des paliers de la roue.

c. Refaire la lubrification du palier avec de la graisse (voir figure 1-2, article 3).

d. Mettre de la graisse (article 3) sur les filets du prolongement de l'essieu, sur la rondelle de l'écrou d'essieu et sur la surface du palier de l'écrou d'essieu.

e. Centrer le disque de frein (4) et serrer le frein de parc pour verrouiller l'ensemble. Positionner la roue pour aligner les clavettes de fixation de la roue sur les fentes du disque de frein.

f. Poser la pièce d'écartement du palier extérieur (3) de façon à ce que sa partie conique soit orientée vers la roue, la rondelle fixe (2) et l'écrou (1). Au moyen d'une clé spéciale (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 23), serrer l'écrou à 13.6 N•m (120 po•lb) tout en faisant tourner la roue à la main. Avec la roue immobile, desserrer l'écrou et le resserrer à 3.95 N•m (35 po•lb) (5.65 N•m [50 po•lb] sur les avions modifiés selon C-12-114-000/CF-465).

NOTA

Si la roue montre des signes de desserrage, avec les trous de verrouillage alignés ou la fente et le trou mal alignés à 3.95 N•m (35 po•lb), il est permis de serrer l'écrou de retenue de la roue jusqu'au trou de verrouillage d'alignement suivant.

g. Faire tourner la roue et vérifier qu'il n'y a aucune résistance excessive.

h. Gonfler le pneu à la pression voulue (voir C-12-114-000/MF-001).

i. Enlever les cales, redescendre l'avion (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

BRAKE SYSTEM

REMOVAL AND INSTALLATION

29. For removal and installation procedures, see Figure 6-4-12.

BRAKE MASTER CYLINDER ADJUSTMENT

30. Proceed as follows:

a. Pull up on brake pedal to fully compress master cylinder.

b. Remove cotter pin, nut, washer and bolt securing master cylinder to arm of brake pedal. Note that washers, as required, are installed each side between rod-end and arm.

c. Break lockwire and slacken master cylinder rod-end locknut.

d. Adjust rod-end to obtain a dimension of 340 ±1.59 mm (13.40 ±1/16 in.) between centres of master cylinder attachment bolts when master cylinder is reattached, with master cylinder fully compressed and pedal fully up.

e. Ensure that rod-end is in safety, then torque rod-end locknut to value detailed in Figure 6-4-14 and lockwire to locking device.

f. Connect master cylinder to brake pedal arm; position washers, as required, either side of rod-end and secure with bolt, washer, nut and cotter pin.

g. Check brake pedal for full and free movement.

PARKING BRAKE CONTROL ADJUSTMENT

31. To adjust the parking brake control, see Figure 6-4-13.

BLEEDING AND FUNCTIONAL TEST

32. Proceed as follows:

a. Disconnect hose leading to one of the two brake units and connect a hydraulic hand pump to hose.

b. Remove bleed valve from brake unit and install an adapter connected to a hose leading

FREINS

DÉPOSE ET POSE

29. Pour la dépose et la pose, voir figure 6-4-12.

RÉGLAGE DU MAÎTRE-CYLINDRE DE FREIN

30. Procéder comme suit :

a. Tirer sur la pédale de frein pour bien comprimer le maître-cylindre.

b. Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon retenant le maître-cylindre au bras de la pédale de frein. Noter que les rondelles, au besoin, sont posées de chaque côté entre l'embout de tige et le bras.

c. Briser le fil à freiner et desserrer le contre-écrou de l'embout de tige du maître-cylindre.

d. Régler l'embout de tige pour avoir une distance de 340 ±1.59 mm (13.40 ±1/16 po) entre les centres des boulons de fixation du maître-cylindre, lorsque le maître-cylindre est fixé de nouveau, qu'il est entièrement comprimé et que la pédale est relevée.

e. S'assurer que l'embout de tige est freiné, puis serrer le contre-écrou de l'embout de tige au couple indiqué à la figure 6-4-14 et freiner au fil sur le dispositif de verrouillage.

f. Raccorder le maître-cylindre au bras de la pédale de frein; positionner les rondelles, au besoin, des deux côtés de l'embout de tige, et fixer avec un boulon, une rondelle, un écrou et une goupille fendue.

g. Vérifier que la pédale de frein se déplace librement sur toute sa course.

RÉGLAGE DE LA COMMANDE DE FREIN DE PARC

31. Pour le réglage de la commande de frein de parc, voir figure 6-4-13.

PURGE ET ESSAI DE FONCTIONNEMENT

32. Procéder comme suit :

a. Débrancher le tuyau conduisant à l'un des deux freins et brancher une pompe à main hydraulique au tuyau.

b. Déposer le robinet de purge du frein et poser un adaptateur branché à un tuyau menant à

to a suitable container with sufficient hydraulic fluid (see Figure 1-2, Item 14) to immerse hose end.

c. Operate hand pump to pump fluid through unit until air-free flow is observed.

d. Disconnect hand pump and adapter, reconnect hose and temporarily install bleed valve.

e. Repeat Steps a to d for other brake unit. Leave adapter installed.

NOTE

Brake units shall be bled before bleeding brake system.

CAUTION

Due to their location, bleed valves on the two transfer valves shall not be used.

f. Connect a hydraulic hand pump or pressure pot to adapter at brake unit (see Step e).

g. Remove plug (check valve) at top of brake reservoir and install an adapter connected to a hose leading to a suitable container with sufficient fluid (Item 14) to immerse hose end.

h. Operate pressure source at brake unit to maintain flow of fluid at 82.7 kPa (12 psi) through brake system into container.

i. Dislodge any trapped air in system by pumping and releasing LH brake pedals, followed by RH pedals, several times during procedure.

j. Release brake pedals and continue operating pressure source until air-free flow of fluid is observed at container.

k. Disconnect pressure source at brake unit, remove adapter and temporarily install bleed valve.

un contenant approprié avec suffisamment de liquide hydraulique (voir figure 1-2, article 14) pour immerger l'extrémité du tuyau.

c. Faire fonctionner la pompe à main pour pomper le liquide dans le frein jusqu'à ce qu'il n'y ait plus d'air dans le liquide s'écoulant.

d. Débrancher la pompe à main et l'adaptateur, rebrancher le tuyau et poser provisoirement le robinet de purge.

e. Répéter les étapes a à d pour l'autre frein. Laisser l'adaptateur en place.

NOTA

Purger les freins avant de purger le circuit de freinage.

ATTENTION

En raison de leur emplacement, les robinets de purge sur les deux robinets de transfert ne doivent pas être utilisés.

f. Brancher une pompe à main hydraulique ou un réservoir de pressurisation à l'adaptateur du frein (voir étape e).

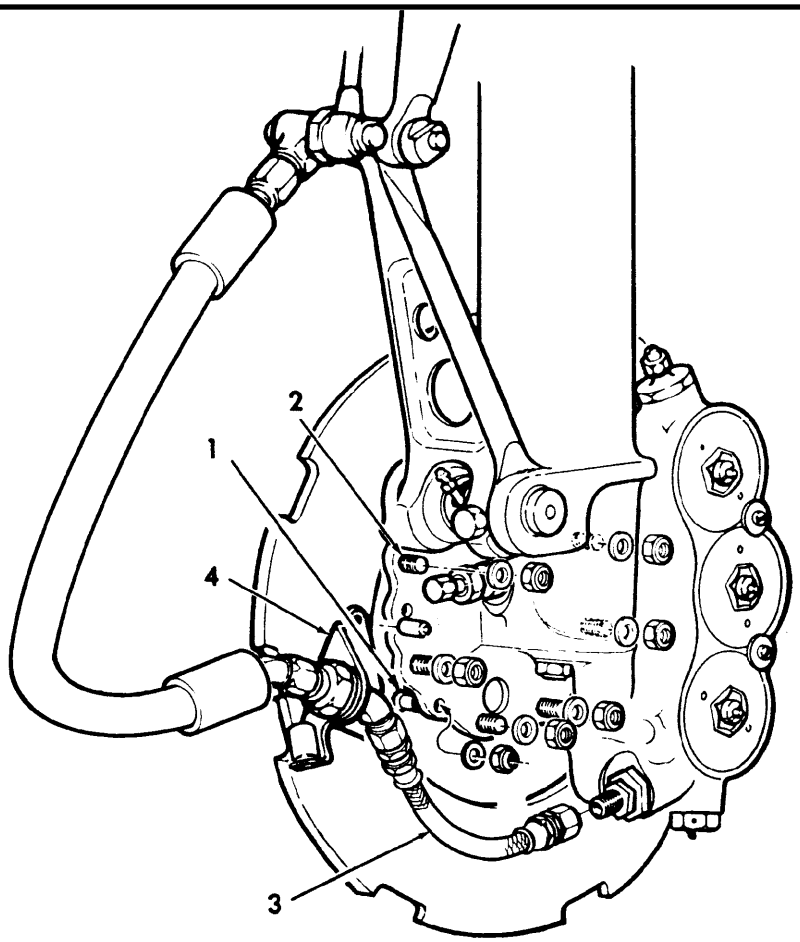
g. Enlever le bouchon (clapet antiretour) au sommet du réservoir de frein et poser un adaptateur branché à un tuyau menant à un contenant approprié avec suffisamment de liquide (article 14) pour immerger l'extrémité du tuyau.

h. Faire fonctionner la source de pression au frein pour maintenir le débit du liquide à 82.7 kPa (12 lb/po^2) dans le circuit de freinage vers le contenant.

i. Chasser l'air emprisonné dans le circuit en pompant et en relâchant les pédales de frein du côté gauche, puis du côté droit, plusieurs fois pendant les opérations.

j. Relâcher les pédales de frein et continuer à faire fonctionner la source de pression jusqu'à ce qu'il n'y ait plus d'air dans le liquide s'écoulant au contenant.

k. Débrancher la source de pression au frein, enlever l'adaptateur et poser provisoirement le robinet de purge.



REMOVAL

STEPS

1 Securely chock aircraft and jack main gear from which brake assembly is to be removed (see C-12-114-000/MF-001).

2 Remove wheel (see text). Disconnect hydraulic line (3) from brake assembly. Blank open ends.

3 Remove the six nuts, washers and bolts (2) securing brake assembly to leg and remove brake assembly.

4 Remove the nut, washer and screw (1) securing bracket (4) to brake assembly and remove the bracket, complete with hydraulic lines.

INSTALLATION

STEPS

1 Secure bracket (4), complete with hydraulic lines to brake assembly with screw (1), washer and nut.

2 Secure the assembly to leg with six bolts (2), washers and nuts. Torque nuts 160 to 180·in lb.

NOTE

Ensure that assembly is correctly seated on axle and leg and that spacer (item 5) (see Illustration – Removal and Installation of Main Wheel) is correctly seated to prevent wheel from working loose during landings.

3 Bleed and carry out a functional test of the brake system, connecting hydraulic line (3) to brake assembly during procedure (see text).

4 Ensure brake reservoir is topped up to correct level (see C-12-114-000/MF-001).

5 Install the main wheel (see text).

6 Lower the aircraft to the ground and remove jacking equipment.

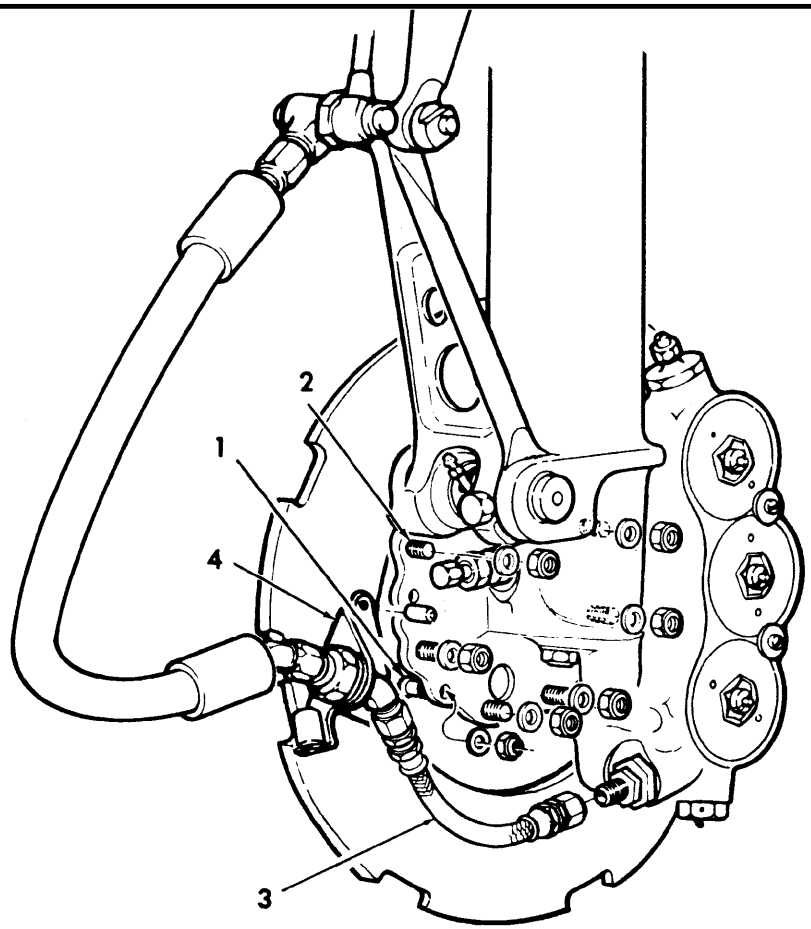
NOTE

New brake pucks must be broken in to ensure maximum braking potential. Refer to C-12-114-000/MB-001, Part 5, for wheel brake check procedures.

6A287 6A326 CF-472

BOA06052

Figure 6-4-12 Removal and Installation of Brake Assembly



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Bien caler l'avion et lever l'atterrisseur principal dont le frein doit être déposé (voir C-12-114-000/MF-001).

2 Déposer la roue (voir texte). Débrancher la conduite hydraulique (3) du frein. Boucher les extrémités ouvertes.

3 Enlever les six écrous, les rondelles et les boulons **(2)** fixant le frein à la jambe et enlever le frein.

4 Enlever l'écrou, la rondelle et la vis (1) retenant le support **(4)** au frein et enlever le support au complet avec les conduites hydrauliques.

POSE

ÉTAPES

1 Fixer le support **(4)** au complet avec les conduites hydrauliques, au niveau du frein, avec une vis **(1)**, une rondelle et un écrou.

2 Fixer le frein à la jambe avec six boulons (2), des rondelles et des écrous. Serrer les écrous à un couple de 160 à 180 po-lb.

NOTA

S'assurer que le frein est bien en place sur l'essieu et sur la jambe et que la pièce d'écartement, article 5, (voir illustration – Dépose et pose de la roue de train principal) est bien en place pour éviter que la roue ne se deserre à l'atterrissage.

3 Purger le circuit de freinage et effectuer un essai de fonctionnement, en raccordant la conduite hydraulique (3) au frein pendant l'opération (voir texte).

4 S'assurer que le réservoir de liquide de freinage est rempli au niveau voulu (voir C-12-114-000/MF-001).

5 Poser la roue de train principal (voir texte).

6 Redescendre l'avion au sol et enlever l'équipement de levage.

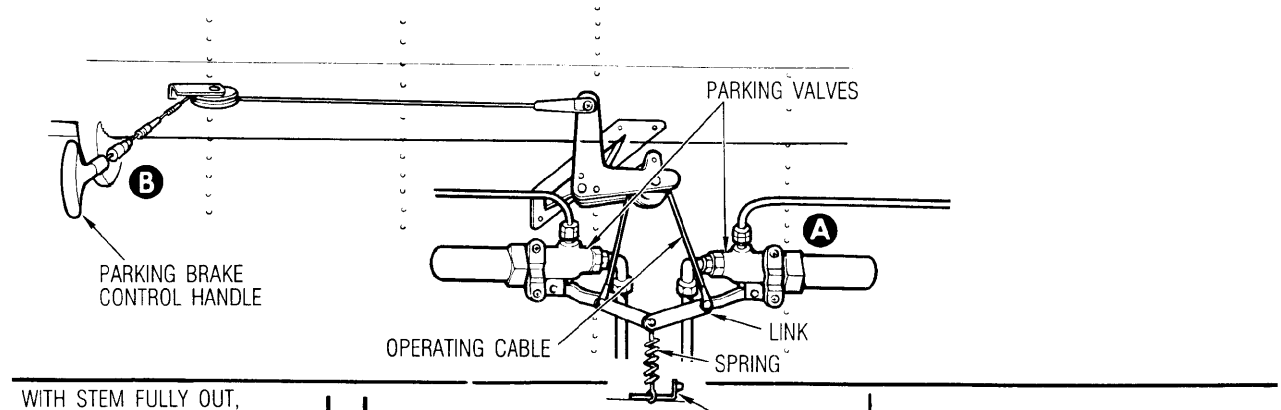
NOTA

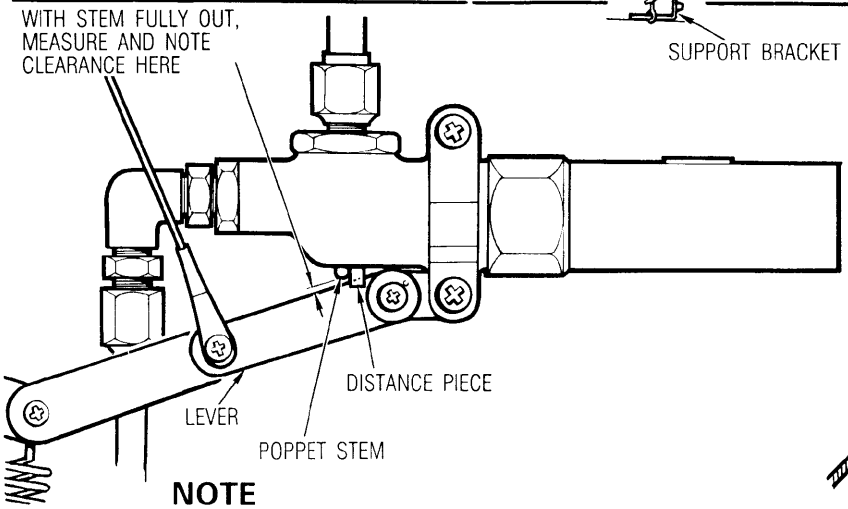
Il faut roder les nouvelles garnitures de frein pour obtenir un potentiel de freinage maximal. Voir C-12-114-000/MB-000, Partie 5, pour les procédures de vérification des freins de roue.

6A/287 6A/326 CF-472

BOA06053

Figure 6-4-12 Dépose et pose des freins

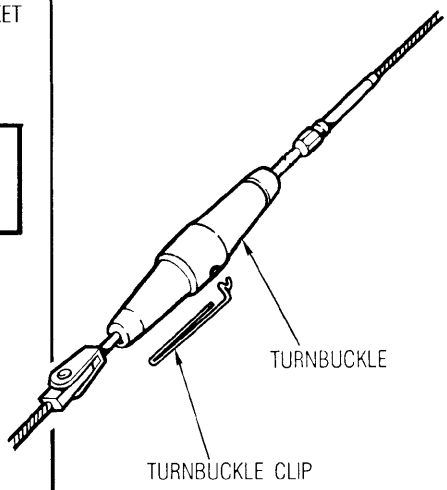




NOTE

With the poppet valve stem fully out, place distance pieces between operating lever and parking brake valve as shown, for LH and RH assemblies.

A



B

ADJUSTMENT

STEPS

1 Ensure that parking brake handle is in the OFF position.

2 Release the turnbuckle clip.

3 Position a locally manufactured L-shaped distance piece between the valve body and lever of one of the two parking valves and clamp in position (see View A).

NOTE

Distance piece should be of a length sufficient to ensure that, when clamped between lever and valve body, a maximum of 0.254 mm (0.010-inch) clearance exists between stem and lever when stem is fully out.

4 Ensuring that poppet stem does not move in, measure and note clearance between stem and lever.

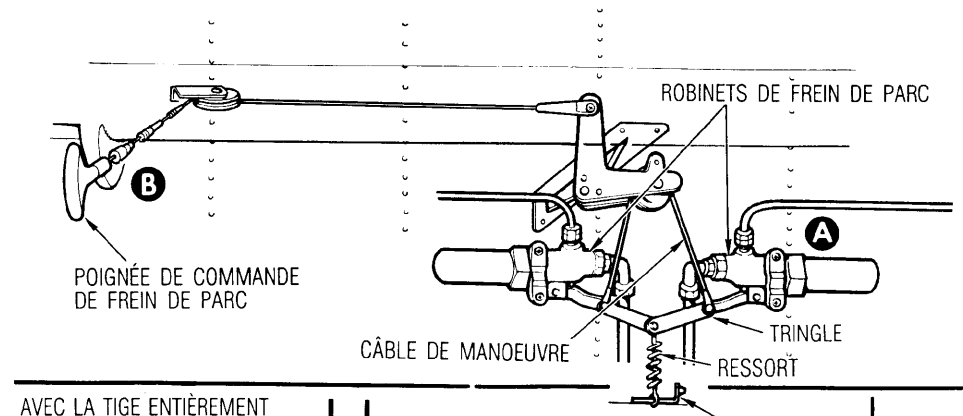
5 Remove distance pieces. Recheck clearance which should indicate that, without moving stems in, a clearance of 0.254 mm (0.010-inch) exists between each of the two levers and poppet stems when operating cable is centrally disposed.

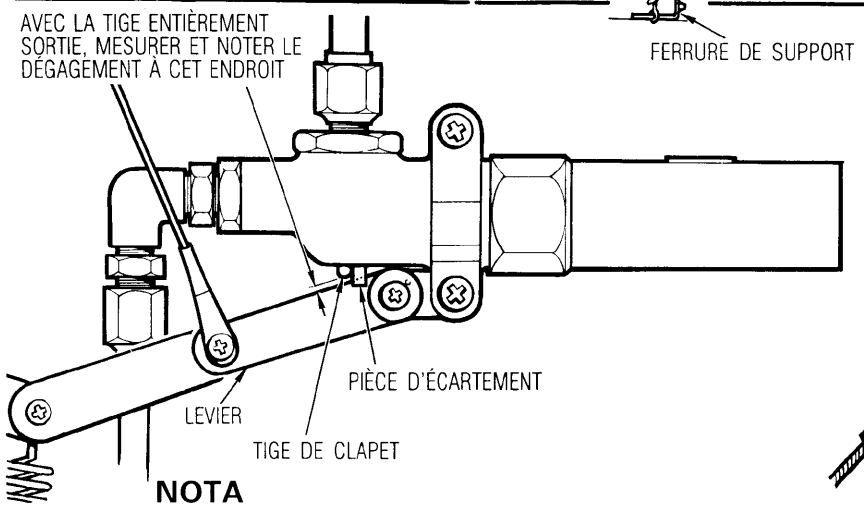
6 Ensuring turnbuckle eye and fork-ends are in safety, install turnbuckle clip.

7 If required clearance cannot be achieved as shown in Detail A, rework in accordance with EO 05-195A-5A/28.

BOA06054

Figure 6-4-13 Parking Brake Control Adjustment

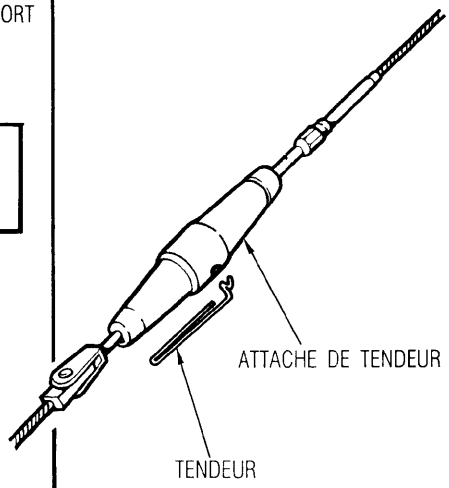




NOTA

Avec la tige de clapet sortie, poser des pièces d'écartement entre le levier de manoeuvre et le robinet de frein de parc, tel qu'illustré, pour les freins G et D.

A



B

RÉGLAGE

ÉTAPES

1 S'assurer que la poignée du frein de parc est sur OFF.

2 Détacher l'attache du tendeur.

3 Placer une pièce d'écartement en L, fabriquée sur place, entre le corps du robinet et le levier d'un des deux robinets de frein de parc et serrer en place (voir Vue A).

NOTA

La pièce d'écartement doit avoir une longueur suffisante pour que, lorsqu'elle est fixée entre le levier et le corps du robinet, il y ait un dégagement maximum de 0.254 mm (0.010 po) entre la tige et le levier quand la tige est entièrement sortie.

4 S'assurer que la tige du clapet ne rentre pas, puis mesurer et noter le dégagement entre la tige et le levier.

5 Enlever les pièces d'écartement. Vérifier de nouveau le dégagement. Sans déplacement des tiges vers l'intérieur, le dégagement entre chacun des deux leviers et les tiges de clapet devrait être de 0.254 mm (0.010 po) quand le câble de manoeuvre est placé au centre.

6 S'assurer que les embouts à oeil et à chape du tendeur sont bien freinés, puis poser l'attache du tendeur.

7 Si on ne peut obtenir le dégagement requis tel qu'illustré au détail A, modifier conformément à l'Instruction technique EO 05-195A-5A/28.

BOA06055

Figure 6-4-13 Réglage de la commande de frein de parc

l. Repeat Steps f, and h to k for other brake unit. Leave adapter installed.

m. Remove hose and adapter from brake reservoir and, ensuring reservoir is topped up to correct level (see C-12-114-000/MF-001), install plug.

n. Operate brake pedals at each pilot position and check that there is no sponginess.

o. Remove bleed valve from brake unit which was first serviced (see Step k) and install an adapter. Connect a 0 to 3448 kPa (0 to 500 psi) pressure gauge to adapter at each brake unit.

p. Using a force indicator at each brake pedal in turn (LH and RH) check that, with application of a 267 to 289 newtons (60 to 65 lb) force, movement of brake master cylinder piston is 20.3 mm (0.8 in.) maximum and that pressure of between 1655 and 1724 kPa (240 and 250 psi) registers on pressure gauge.

q. Apply brakes normally at LH position, pull out parking brake handle and release brake pedals. Check that parking brake is applied and that pressure registered at both gauges is between 2069 and 2758 kPa (300 and 400 psi).

r. Apply and then release brake pedals at either pilot position and check that parking brake releases.

s. Reapply parking brake and check that there is no pressure drop shown by the gauges over a period of 1 hour.

t. Release parking brake, remove pressure gauges and adapters. Install bleed valves and lockwire.

u. Recheck fluid level in brake reservoir, topping up if necessary (see C-12-114-000/MF-001).

MAIN GEAR SPECIAL TORQUE VALUES

33. For main gear special torque values, see Figure 6-4-14.

l. Répéter les étapes f, et h à k, pour l'autre frein. Laisser l'adaptateur en place.

m. Enlever le tuyau et l'adaptateur du réservoir de frein et, en s'assurant que le réservoir est rempli au niveau voulu (voir C-12-114-000/MF-001), poser le bouchon.

n. Manoeuvrer les pédales de frein aux deux postes des pilotes et vérifier que leur réponse n'est pas spongieuse.

o. Enlever le robinet de purge du frein qui a fait l'objet de l'entretien en premier (voir l'étape k) et poser un adaptateur. Brancher un manomètre de 0 à 3448 newtons (0 à 500 lb/po^2) à l'adaptateur pour chaque frein.

p. En utilisant un dynamomètre sur chaque pédale de frein tour à tour (gauche et droite), vérifier que, pour une force appliquée de 267 à 289 newtons (60 à 65 lb), le mouvement du piston du maître-cylindre de frein est de 20.3 mm (0.8 po) (maximum) et que le manomètre indique une pression entre 1655 et 1724 kPa (240 et 250 lb/po^2).

q. Serrer les freins normalement à partir du poste de gauche, tirer la poignée du frein de parc et relâcher les pédales de frein. Vérifier que le frein de parc est serré et que la pression enregistrée sur les deux manomètres se trouve entre 2069 et 2758 kPa (300 et 400 lb/po^2).

r. Serrer et relâcher les pédales de frein à chaque poste pilote et vérifier que le frein de parc se desserre.

s. Resserrer les freins de parc et vérifier qu'il n'y a pas de chute de pression au manomètre pendant 1 heure.

t. Desserrer le frein de parc, enlever les manomètres et les adaptateurs. Poser les robinets de purge et les freiner au fil.

u. Refaire la vérification du niveau du liquide dans le réservoir de frein, et en rajouter au besoin (voir C-12-114-000/MF-001).

COUPLES DE SERRAGE SPÉCIAUX POUR LE TRAIN PRINCIPAL

33. Pour les couples de serrage spéciaux du train principal, voir figure 6-4-14.

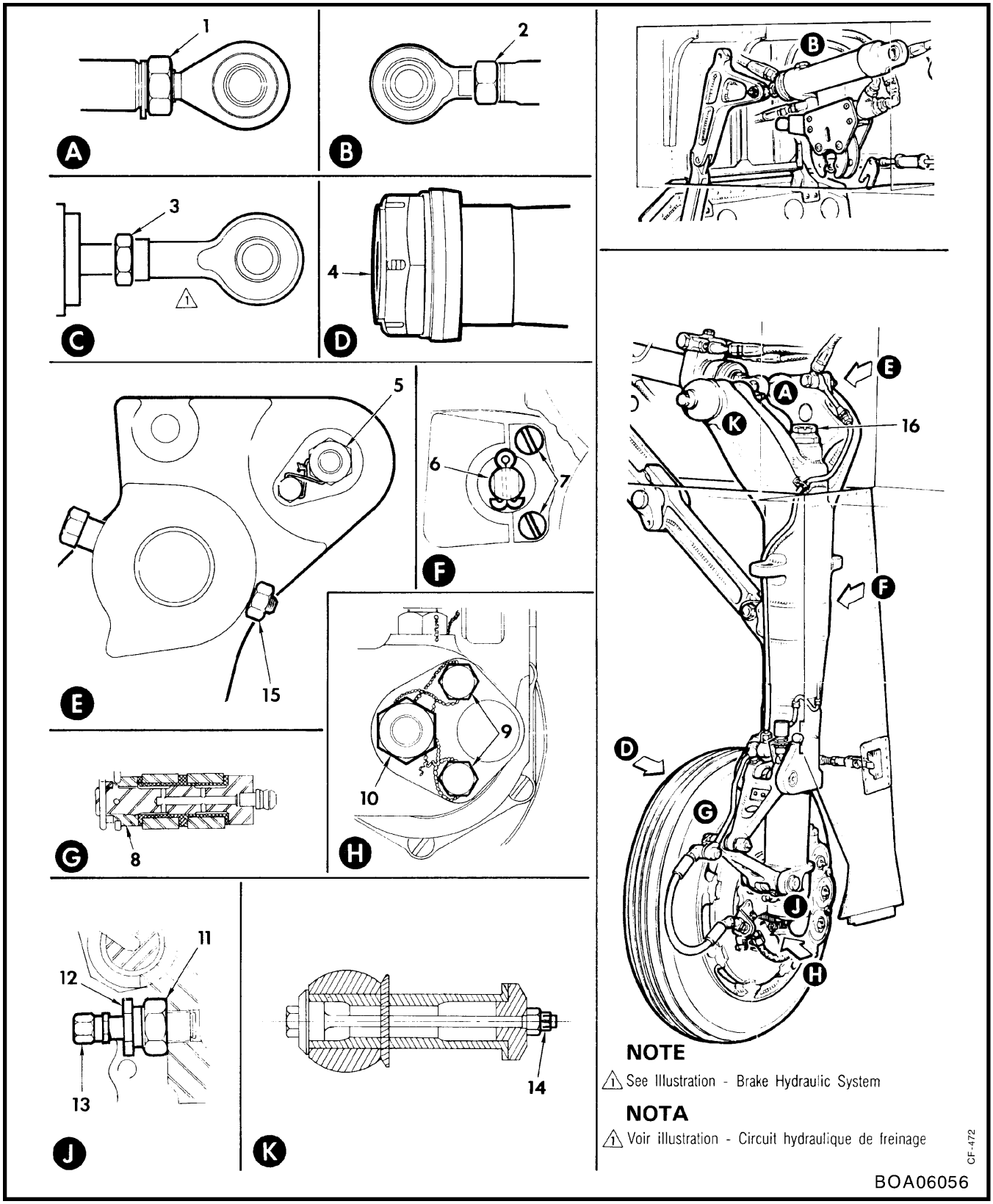


Figure 6-4-14 (Sheet 1 of 2) Main Gear Special Torque Values
Figure 6-4-14 (feuille 1 de 2) Couples de serrage spéciaux pour le train principal

Index No.	Nomenclature	Torque to N•m	Torque to inch-pounds
1	Main actuator piston-rod locknut	20 to 25	180 to 220
2	Main wheel door actuator piston-rod locknut	14 to 17	120 to 150
3	Brake master cylinder piston-rod locknut (see Illustration - Brake Hydraulic System)	8	70
4	Main wheel retaining nut	See Installation of Main Wheels	
5	Main actuator pin retaining nut	28 to 34	250 to 300
6	Uplock roller centre pin	56 to 62	500 to 550
7	Clamping plate screws	1.13 to 1.36	10 to 12
		Tighten evenly 1/4 turn at a time	
8	Toggle links centre bolt retaining nut	1.13 to 1.70	10 to 15
		Back off to the nearest locking position	
9	Jacking attachment shoulder bolt	6.8 to 9.0	60 to 80
10	Jacking attachment nut	23 to 28	200 to 250
11	Charging valve 19.05 mm (3/4-inch) base nut	11 to 12	100 to 110
12	Charging valve 19.05 mm (3/4-inch) swivel nut	5.6 to 8.0	50 to 70
13	Charging valve cap nut	2.26	20
		Extreme finger tightness	
14	Forward pivot pin nut	54 to 78	480 to 690
15	Rear pivot pin nut	5.6 to 8.0	50 to 70
16	Filler plug	3.4 to 5.6	30 to 50

Repère	Désignation	Serrer à N•m	Serrer à lb•po
1	Contre-écrou de tige de piston de vérin principal	20 à 25	180 à 220
2	Contre-écrou de tige de piston de vérin de trappe de train principal	14 à 17	120 à 150
3	Contre-écrou de tige de piston de maître-cylindre de frein (voir illustration - Circuit hydraulique de freinage)	8	70
4	Écrou de retenue de roue de train principal	Voir pose des roues de train principal	
5	Écrou de retenue d'axe de vérin principal	28 à 34	250 à 300
6	Axe de centrage de galet de verrou de position rentrée	56 à 62	500 à 550
7	Vis de plaque de serrage	1.13 à 1.36	10 à 12
		Serrer uniformément 1/4 de tour à la fois	
8	Écrou de retenue de boulon de centrage de liaisons articulées	1.13 à 1.70	10 à 15
		Desserrer jusqu'à la position de verrouillage la plus proche	
9	Boulon à épaulement de fixation de levage	6.8 à 9.0	60 à 80
10	Écrou de fixation de levage	23 à 28	200 à 250
11	Écrou de base de valve de gonflage, 19.05 mm (3/4 po)	11 à 12	100 à 110
12	Écrou pivotant de valve de gonflage, 19.05 mm (3/4 po)	5.6 à 8.0	50 à 70
13	Écrou capuchon de valve de gonflage	2.26	20
		Serrer au maximum à la main	
14	Écrou d'axe pivot avant	54 à 78	480 à 690
15	Écrou d'axe pivot arrière	5.6 à 8.0	50 à 70
16	Bouchon de remplissage	3.4 à 5.6	30 à 50

BOA06057

Figure 6-4-14 (Sheet 2 of 2) Main Gear Special Torque Values
Figure 6-4-14 (feuille 2 de 2) Couples de serrage spéciaux pour le train principal

NOSE LANDING GEAR

REMOVAL

34. Proceed as follows (see Figure 6-4-15):

a. Jack nose of aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

b. Disconnect door operating links (4) from nose gear doors and secure doors clear of working area (see Paragraph 47). Remove ground safety locking pin from nose gear and, ensuring that main gear safety pins are installed, retract nose gear (see Paragraph 55).

c. Remove the four screws (11) securing swivel joints (3) to leg bracket and disconnect steering system hydraulic lines (6 and 7). Cap open ends.

d. Lower gear (see Paragraph 55).

e. Dissipate residual pressure in hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001) and tag controls in cockpit to indicate that hydraulics are not to be operated.

f. Remove nose wheel (see Paragraph 51).

g. Disconnect drag strut (5) from leg (see Paragraph 45).

h. Trace weight switch (10) lead and disconnect plug from receptacle.

i. Remove nose gear actuator (4) (see Paragraph 42). Blank open ends.

j. Break lockwire and, with gear adequately supported, remove the eight bolts (12), four on each side, securing bearing brackets (2) and shims (1) to keel structure, and remove gear.

INSTALLATION

35. Proceed as follows (see Figure 6-4-15):

a. Locate gear in position and secure bearing brackets (2) without shims (1) to keel structure with the eight bolts (12), four on each side.

TRAIN D'ATTERRISSAGE AVANT

DÉPOSE

34. Procéder comme suit (voir figure 6-4-15) :

a. Lever le nez de l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Détacher les tringles de manoeuvre de trappe (4) au niveau des trappes de train avant, et fixer les trappes hors de la zone de travail (voir paragraphe 47). Enlever la goupille de sécurité au sol du train avant et, en s'assurant que les goupilles de sécurité du train principal sont en place, rentrer le train avant (voir paragraphe 55).

c. Enlever les quatre vis (11) retenant les joints à rotule (3) à la ferrure de jambe et débrancher les conduites hydrauliques du circuit d'orientation (6 et 7). Boucher les extrémités ouvertes.

d. Descendre le train (voir paragraphe 55).

e. Relâcher la pression résiduelle dans le circuit hydraulique (voir C-12-114-0B0/MF-001) et mettre des affichettes sur les commandes dans le poste de pilotage pour indiquer que le circuit hydraulique ne doit pas être utilisé.

f. Déposer la roue de train avant (voir paragraphe 51).

g. Détacher la contrefiche longitudinale (5) de la jambe (voir paragraphe 45).

h. Repérer le fil du contacteur de référence air-sol (10) et débrancher la fiche de sa prise.

i. Déposer le vérin de train avant (4) (voir paragraphe 42). Boucher les extrémités ouvertes.

j. Briser le fil à freiner et, l'atterrisseur étant bien supporté, enlever les huit boulons (12), quatre de chaque côté, retenant les ferrures de palier (2) et les cales (1) à la structure de la poutre, puis enlever l'atterrisseur.

POSE

35. Procéder comme suit (voir figure 6-4-15) :

a. Placer l'atterrisseur en position et fixer les ferrures de palier (2) sans les cales (1) à la structure de la poutre avec les huit boulons (12), quatre de chaque côté.

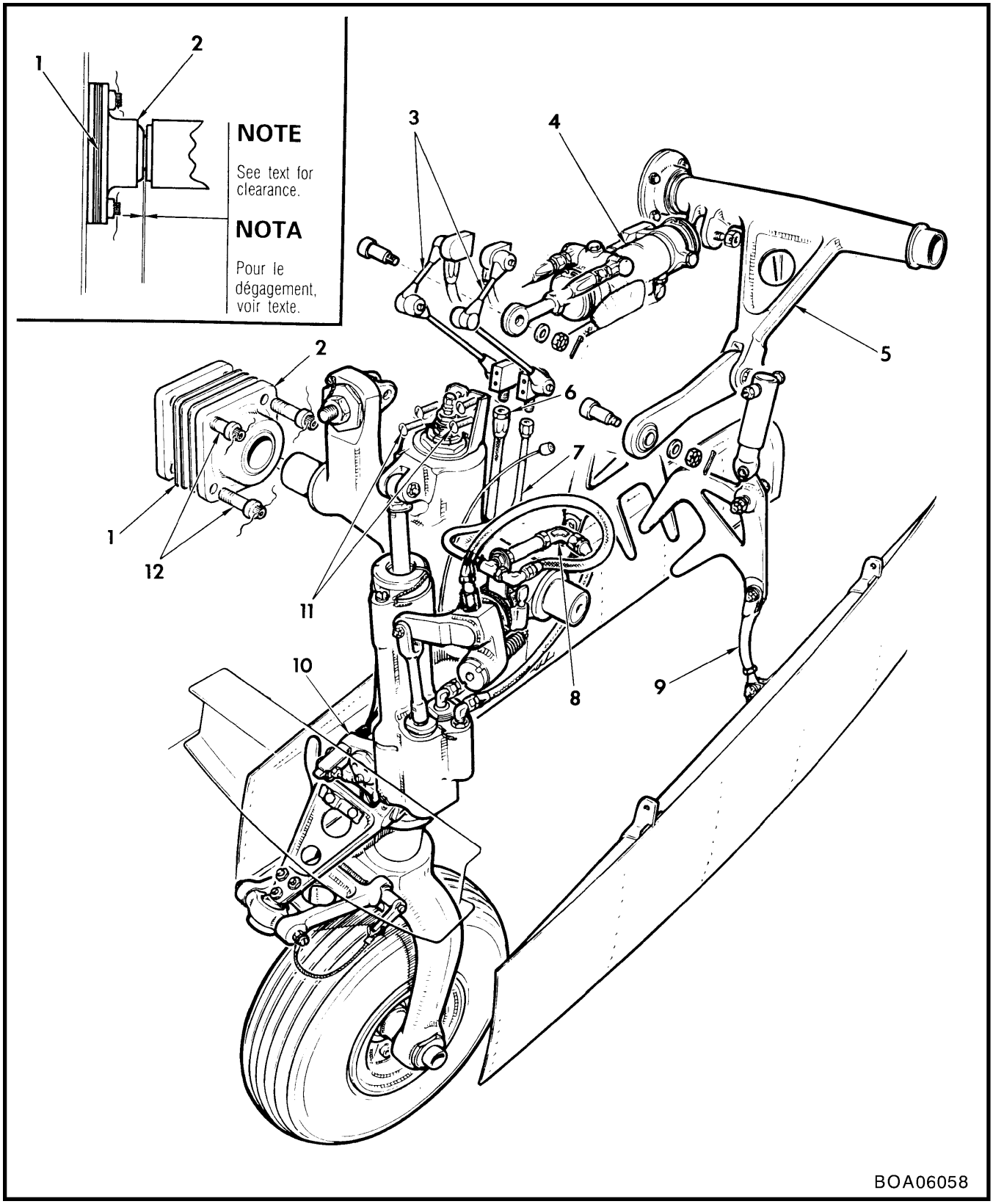


Figure 6-4-15 Removal and Installation of Nose Gear
Figure 6-4-15 Dépose et pose du train avant

b. Move gear to one side and measure and note clearance between leg trunnion face and bearing bracket (2).

c. Remove bolts (12) and remove gear. Install gear using bolts (12) with shims (1) disposed either side between keel structure and bearing brackets (2) to allow not more than 0.076 mm (0.003 in.) clearance each side. Lockwire bolts.

d. Temporarily install nose gear actuator (4) (see Paragraph 43). Adjustment and locking of actuator will be carried out subsequently.

e. Connect weight switch (10) plug to receptacle.

f. Connect drag strut (5) to leg (see Paragraph 46).

g. Install nose wheel (see Paragraph 51).

h. Top up hydraulic reservoir (see C-12-114-000/MF-001).

i. Retract nose gear to gain access to swivel joints (3) (see Paragraph 34, Step c).

j. Connect steering hydraulic lines (6 and 7) to their respective swivel joints and secure swivel joints to bracket with four screws (11). Check that flexible hose elbow (8) is aligned in the fore and aft position and that it does not foul on bracket during retraction.

k. Lower nose gear (see Paragraph 55).

l. Adjust nose gear actuator (4) in conjunction with the setting of drag strut (5) (see Paragraph 43). Carry out necessary locking of actuator on completion.

m. Check adjustment of weight switch (10) (see Paragraph 59).

n. Carry out the precautions for a functional test of gear (see Paragraph 55) and operate gear several times to pass air in system to reservoir.

b. Déplacer l'atterrisseur d'un côté, mesurer et noter le dégagement entre la face du tourillon de jambe et la ferrure de palier (2).

c. Enlever les boulons (12) et déposer l'atterrisseur. Poser l'atterrisseur au moyen des boulons (12) avec les cales (1) disposées de chaque côté entre la structure de la poutre et les ferrures de palier (2) pour que le dégagement ne dépasse pas 0.076 mm (0.003 po) de chaque côté. Freiner les boulons au fil.

d. Poser provisoirement le vérin de train avant (4) (voir paragraphe 43). Le réglage et le verrouillage du vérin seront effectués par la suite.

e. Brancher la fiche du contacteur de référence air-sol (10) à sa prise.

f. Fixer la contrefiche longitudinale (5) à la jambe (voir paragraphe 46).

g. Poser la roue de train avant (voir paragraphe 51).

h. Faire l'appoint du réservoir hydraulique (voir C-12-114-000/MF-001).

i. Rentrer le train avant pour accéder aux joints à rotule (3) (voir paragraphe 34, étape c).

j. Brancher les conduites hydrauliques du circuit d'orientation (6 et 7) dans leur joint à rotule respectif et fixer les joints à rotule à la ferrure avec quatre vis (11). Vérifier que le coude de tuyau souple (8) est aligné en position longitudinale et qu'il ne coince pas la ferrure pendant la rentrée du train.

k. Sortir le train avant (voir paragraphe 55).

l. Régler le vérin de train avant (4) de pair avec la contrefiche longitudinale (5) (voir paragraphe 43). Verrouiller le vérin une fois le réglage terminé.

m. Vérifier le réglage du contacteur de référence air-sol (10) (voir paragraphe 59).

n. Prendre les mesures nécessaires pour l'essai de fonctionnement du train (voir paragraphe 55) et manoeuvrer le train plusieurs fois pour faire passer tout l'air du circuit dans le réservoir.

o. Check operation of nose gear doors (see Paragraph 48) connecting door operating links (9) during check.

p. Carry out a functional test of the gear. Check that clearances, operating pressures and times are within stipulated limits (see Paragraph 55). Complete test with gear extended.

q. Ensure that all components removed or disturbed during the course of these operations are locked and, where applicable, in safety.

r. Install ground safety locking pins. Position turntable under nose wheel, lower aircraft to ground and remove jacking equipment (see C-12-114-000/MF-001).

s. Operate steering (see Paragraph 50), checking lines for leaks during test and correcting any leak.

LEG-IN-SERVICE CLEARANCE

36. To help prevent nose wheel shimmy, the nose gear leg shall be shimmed to bring clearances within the stipulated limit (see Paragraph 35, Step c) when a total side-float of 0.254 mm (0.010 in.) is reached in service.

NOSE LANDING GEAR TOGGLE LINKS

REMOVAL

37. Proceed as follows (see Figure 6-4-16):

a. Remove quick-disconnect pin (3) to disconnect lower toggle link.

b. Rotate toggle link assembly and universal joint block (5) to permit roll-pin (6) to be driven out of block (5) and pin (2) with a pin-punch.

c. Remove cotter pin, nut and washer. Remove bolt (2) and remove toggle link assembly. Note that a washer (1) is installed each side between universal joint block and upper toggle link.

o. Effectuer un essai de fonctionnement des trappes de train avant (voir paragraphe 48), en fixant les tringles de manoeuvre de trappe (9) pendant la vérification.

p. Faire un essai de fonctionnement du train. Vérifier que les dégagements ainsi que les pressions et durées de fonctionnement sont dans les limites stipulées (voir paragraphe 55). Terminer l'essai avec le train en position sortie.

q. S'assurer que toutes les pièces enlevées ou déplacées pendant ces opérations sont verrouillées et, au besoin, freinées.

r. Poser les goupilles de sécurité au sol. Positionner la plaque tournante sous la roue avant, redescendre l'avion au sol et enlever l'équipement de levage (voir C-12-114-000/MF-001).

s. Manoeuvrer le dispositif d'orientation (voir paragraphe 50), en vérifiant l'étanchéité des conduites pendant l'essai, et réparer les fuites éventuelles.

DÉGAGEMENT DE LA JAMBE EN SERVICE

36. Pour aider à prévenir le shimmy de la roue de train avant, la jambe de train avant doit être calée de façon à ramener les dégagements dans les limites stipulées (voir paragraphe 35, étape c) quand le jeu latéral total de 0.254 mm (0.010 po) est atteint en service.

LIAISONS ARTICULÉES DE TRAIN AVANT

DÉPOSE

37. Procéder comme suit (voir figure 6-4-16) :

a. Enlever la goupille rapide (3) pour débrancher la liaison articulée inférieure.

b. Faire tourner les liaisons articulées et le cardan (5) pour permettre de chasser la goupille cylindrique (6) hors du cardan (5) et de la goupille (2) avec un chasse-goupille.

c. Enlever la goupille fendue, l'écrou et la rondelle. Enlever le boulon (2) et déposer les liaisons articulées. Noter qu'une rondelle (1) est posée de chaque côté entre le cardan et la liaison articulée supérieure.

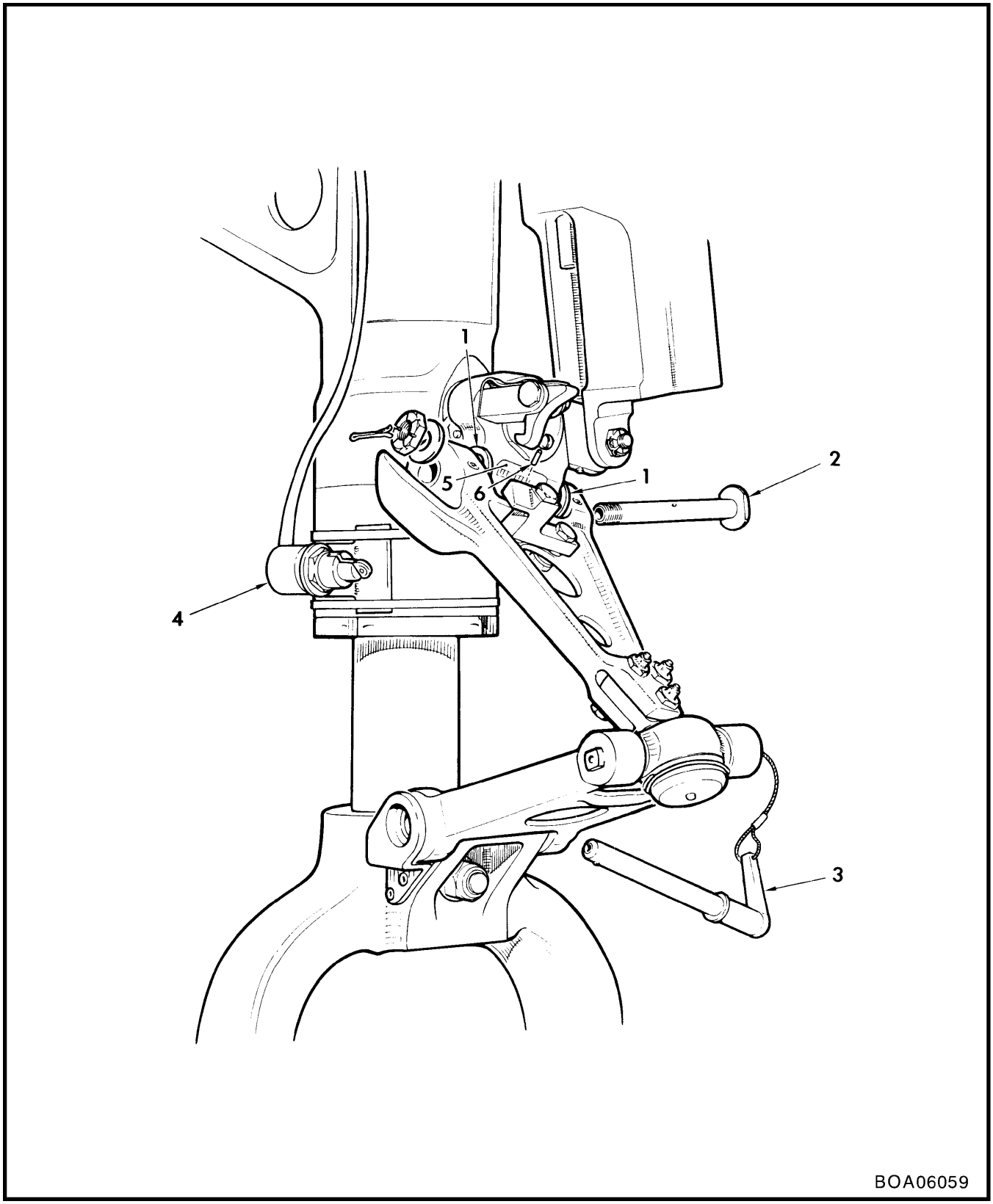


Figure 6-4-16 Removal and Installation of Nose Gear Toggle Links
Figure 6-4-16 Dépose et pose des liaisons articulées de train avant

INSTALLATION

38. Proceed as follows (see Figure 6-4-16):

a. Locate toggle link assembly in position at universal joint block. Install bolt (2), smeared with grease (see Figure 1-2, Item 13), locating a washer (1) on each side between universal joint block and upper toggle link.

b. Align hole in centre of bolt (2) with mating hole in universal joint block (5) and install roll-pin (6).

c. Install washer and nut. Torque nut to value in Figure 6-4-22. Install cotter pin.

CAUTION

The steel cable, which is fastened to the end of quick-disconnect pin and exceeds 8 inches in length (refer to C-13-288-000/MS-000), can entangle onto the head of the upper bolt that secures the RH nose gear door fork end. This can prevent the nose landing gear from fully extending. Prior to quick-disconnect pin installation, ensure that steel cable has been modified IAW C-12-114-000/CF-316.

d. Align holes in lower toggle link with those in leg fork and bracket. Ensuring that pin and link locking faces are in line, insert quick-disconnect pin (3) lubricated with grease (Item 13).

e. Lubricate toggle links (see C-12-114-000/MF-001).

f. Check that weight switch (4) functions correctly (see Paragraph 59).

NOSE LANDING GEAR SPIGOT BEARING

REMOVAL

39. Proceed as follows (see C-13-288-000/MS-000 for identification of parts):

a. Remove and retain lockscrew, Part No. 6541, universal joint nut, Part No. 6537-1 and universal joint block, Part No. 6529-1.

POSE

38. Procéder comme suit (voir figure 6-4-16) :

a. Placer les liaisons articulées en position sur le cardan. Poser le boulon (2), bien badigeonner de graisse (voir figure 1-2, article 13), en plaçant une rondelle (1) de chaque côté entre le cardan et la liaison articulée supérieure.

b. Aligner le trou au centre du boulon (2) avec le trou correspondant dans le cardan (5) et poser la goupille cylindrique (6).

c. Poser une rondelle et un écrou. Serrer l'écrou au couple indiqué à la figure 6-4-22. Poser la goupille.

ATTENTION

Le câble en acier, qui est rattaché à l'extrémité de la goupille rapide et dont la longueur dépasse 8 pouces (se reporter à C-13-288-000/MS-000), peut s'enchevêtrer sur la tête du boulon supérieur qui fixe la chape de trappe de train avant droite. Ceci peut empêcher la sortie complète du train avant. Avant de poser la goupille rapide, s'assurer que le câble en acier a été modifié conformément à C-12-114-000/CF-316.

d. Aligner les trous de la liaison articulée inférieure avec ceux de la chape et de la ferrure de jambe. S'assurer que l'axe et les faces de verrouillage de la liaison sont alignés, et introduire la goupille rapide (3) lubrifiée avec de la graisse (article 13).

e. Lubrifier les liaisons articulées (voir C-12-114-000/MF-001).

f. Vérifier le bon fonctionnement du contacteur de référence air-sol (4) (voir paragraphe 59).

PALIER DE DOIGT DE TRAIN AVANT

DÉPOSE

39. Procéder comme suit (voir C-13-288-000/MS-000 pour le repérage des pièces) :

a. Déposer et conserver la vis de blocage, n° de pièce 6541, l'écrou de cardan, n° de pièce 6537-1, et le cardan, n° de pièce 6529-1.

b. Using a heat gun, apply heat to spigot bearing, Part No. 6582-1, until bearing can be removed. If bearing does not come free, use puller manufactured in accordance with C-12-114-000/CS-051 to remove bearing.

NOTE

Nose gear with new cylinders (NSN 1620-21-840-7454) have increased spigot area requiring a new bearing, Part No. 6582-3, and reworked block, Part No. 6529-3. This bearing can be removed using a common finger-type puller.

INSTALLATION

40. Proceed as follows (applicable to bearing, Part No. 6582-1 or 6582-3):

a. Apply a thin even coating of zinc chromate primer to spigot and fillet area.

b. Heat bearing to between 150 and 160 degrees C (302 and 320 degrees F) and install on painted spigot.

c. When bearing is cool, ensure that it does not rotate.

d. Install the appropriate universal joint block, Part No. 6529-1 or 6529-3. Secure by screwing in nut, Part No. 6537-1, until a clearance of 0.025 to 0.076 mm (0.001 to 0.003 in.) is obtained between universal joint block and nut.

e. Install lockscrew and lockwire.

NOSE LANDING GEAR ACTUATOR

GENERAL

41. The stroke of the piston is 132 ±0.178 mm (5.2 ±0.007 in.). Adjustment of the actuator for rigging the gear in the down position, of ±3.81 mm (±0.15 in.) about nominal in increments of 0.025 mm (0.001 in.) is obtained by means of the piston-rod eye-end.

REMOVAL

42. Proceed as follows (see Figure 6-4-17):

a. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

b. Au moyen d'un pistolet à air chaud, chauffer le palier du doigt, pièce n° 6582-1, jusqu'à ce qu'on puisse l'enlever. Si le palier ne se libère pas, l'enlever avec un extracteur fabriqué conformément à C-12-114-000/CS-051.

NOTA

Les atterrisseurs avant dotés de nouveaux cylindres (NNO 1620-21-840-7454) ont une surface de doigt supérieure qui nécessite un nouveau palier, n° de pièce 6582-3, et un bloc modifié, n° de pièce 6529-3. Ce palier peut être enlevé au moyen d'un extracteur manuel courant.

POSE

40. Procéder comme suit (applicable au palier, n° de pièce 6582-1 ou 6582-3) :

a. Appliquer une fine couche uniforme de d'apprêt au chromate de zinc sur le doigt et le congé de raccordement d'aile.

b. Chauffer le palier entre 150 et 160 degrés C (302 et 320 degrés F) et le poser sur le doigt peint.

c. Quand le palier est refroidi, s'assurer qu'il ne tourne pas.

d. Poser le cardan approprié, n° de pièce 6529-1 ou 6529-3. Le fixer en vissant l'écrou, n° de pièce 6537-1, jusqu'à l'obtention d'un dégagement de 0.025 à 0.076 mm (0.001 à 0.003 po) entre le cardan et l'écrou.

e. Poser une vis de blocage et freiner au fil.

VÉRIN DE TRAIN AVANT

GÉNÉRALITÉS

41. La course du piston est de 132 ±0.178 mm (5.2 ±0.007 po). Grâce à l'embout à oeil de la tige de piston du vérin, on peut ajuster ce dernier de façon à permettre le réglage du train en position sortie à ±3.81 mm (±0.15 po) autour de sa valeur nominale, par incréments de 0.025 mm (0.001 po).

DÉPOSE

42. Procéder comme suit (voir figure 6-4-17) :

a. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

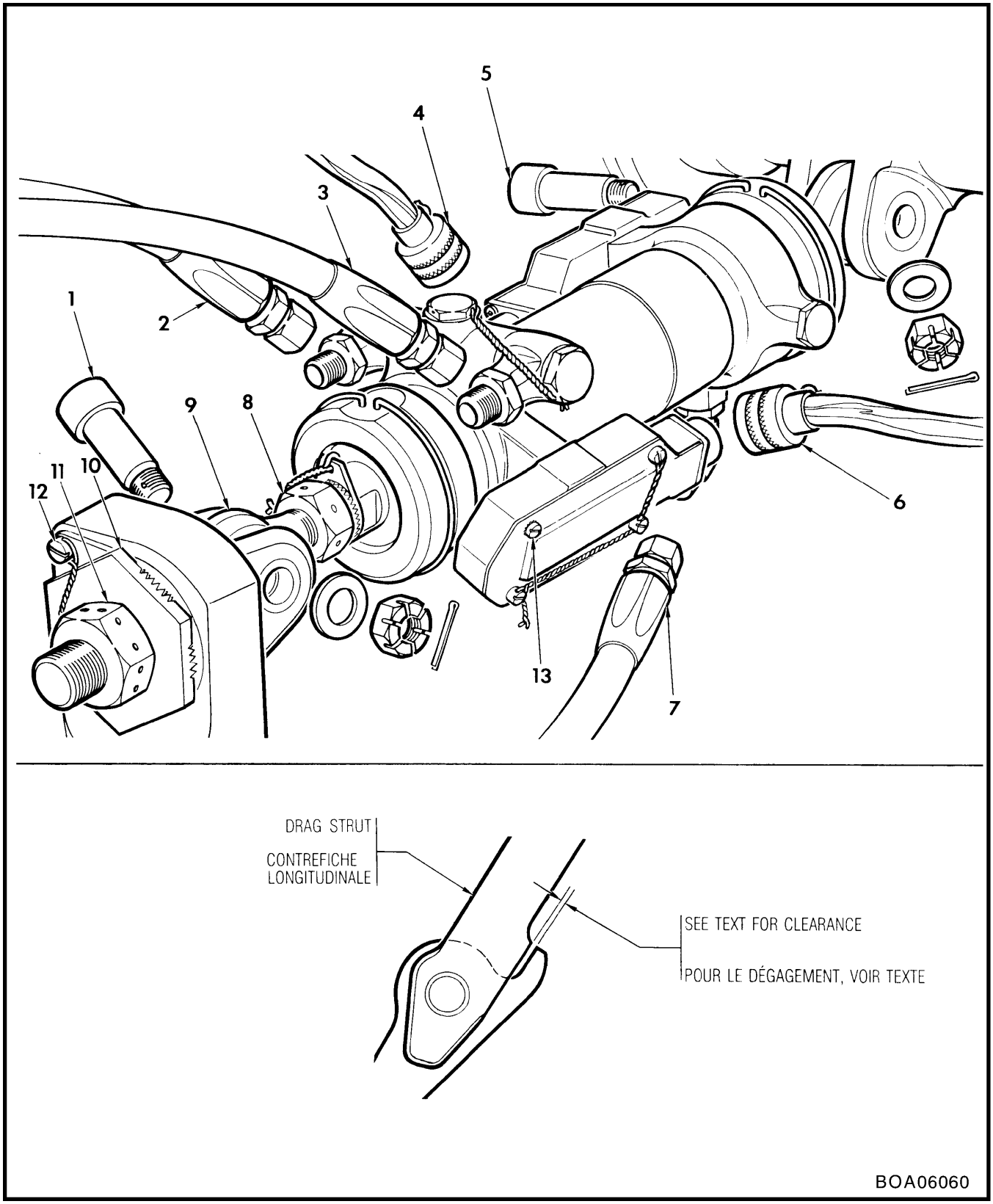


Figure 6-4-17 Removal and Installation of Nose Gear Actuator
Figure 6-4-17 Dépose et pose du vérin de train avant

b. Dissipate residual pressure in hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001). Tag controls in cockpit to indicate that hydraulics shall not be operated.

c. Disconnect hydraulic lines (2, 3 and 7). Cap open ends. Disconnect limit switches plugs (4 and 6).

d. Disconnect actuator from leg removing cotter pin, nut, washer and bolt (1).

e. Disconnect actuator from drag strut by removing cotter pin, nut, washer and bolt (5), and remove actuator from aircraft.

INSTALLATION

43. Proceed as follows (see Figure 6-4-17):

a. Attach actuator, in its retracted and locked position, to drag strut with bolt (5), washer, nut and cotter pin.

b. Connect hydraulic lines (2, 3 and 7).

c. Top up hydraulic reservoir (see C-12-114-000/MF-001).

d. Prepare to operate gear (see Paragraph 55). Ensure that ground safety locking pins are installed on both main gears.

CAUTION

Do not rotate piston-rod with either lock engaged, as lock claws may be damaged.

e. Adjust rod-end of actuator to obtain a gap of 0.025 to 0.635 mm (0.001 to 0.025 in.) at over-centre link as follows:

(1) Insert ground safety pin into drag link.

b. Relâcher la pression résiduelle dans le circuit hydraulique (voir C-12-114-0B0/MF-001). Mettre des affichettes sur les commandes dans le poste de pilotage pour indiquer qu'il ne faut pas utiliser le circuit hydraulique.

c. Débrancher les conduites hydrauliques (2, 3 et 7). Boucher les extrémités ouvertes. Débrancher les fiches des contacteurs de fin de course (4 et 6).

d. Débrancher le vérin de la jambe en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (1).

e. Débrancher le vérin de la contrefiche longitudinale en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (5), et déposer le vérin de l'avion.

POSE

43. Procéder comme suit (voir figure 6-4-17) :

a. Fixer le vérin, en position rentrée verrouillée, à la contrefiche longitudinale avec le boulon (5), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

b. Raccorder les conduites hydrauliques (2, 3 et 7).

c. Faire l'appoint du réservoir hydraulique (voir C-12-114-000/MF-001).

d. Se préparer à faire fonctionner le train (voir paragraphe 55). S'assurer que les goupilles de sécurité au sol sont en place sur les deux atterrisseurs principaux.

ATTENTION

Ne pas faire tourner la tige de piston quand l'un des verrous est engagé, sous peine d'endommager les griffes de verrouillage.

e. Régler l'embout de tige du vérin pour obtenir un dégagement de 0.025 à 0.635 mm (0.001 à 0.025 po) à la tringle de verrouillage décentré, comme suit :

(1) Insérer une goupille de sécurité au sol dans la contrefiche longitudinale.

(2) Adjust rod-end of actuator until bolt securing actuator to leg is a push fit.

NOTE

Rod-end (9) is screwed in to decrease gap and out to increase gap.

(3) Lock rod-end adjustment.

f. With 10 342 kPa (1500 psi) pressure on nose gear actuator, with both doors disconnected, ground safety pin removed, and a 133 newtons (30 lb) downward load applied at centre knuckle of drag strut, check that gap is 0.025 to 0.635 mm (0.001 to 0.025 in.). Readjust rod-end of actuator until required gap is obtained.

g. Check that there is no fouling between upper and lower drag links.

h. Connect a checker box to gear up microswitch on actuator.

i. Retract gear and adjust eccentric on leg, as follows, to obtain a gap of 0.127 to 0.635 mm (0.005 to 0.025 in.) at over-centre link.

CAUTION

Do not adjust the rod-end of actuator.

(1) With gear retracted and locked and with 10 342 kPa (1500 psi) pressure applied to actuator (with both doors disconnected), gear indicator should show UP.

(2) Adjust eccentric cam on leg to obtain a gap of 0.127 to 0.635 mm (0.005 to 0.025 in.) at over-centre link.

(3) Secure adjustment.

(4) Remove ground safety pin, extend gear and disconnect checker box.

(2) Régler l'embout de tige du vérin jusqu'à ce que le boulon retenant le vérin à la jambe s'ajuste par pression.

NOTA

On diminue le dégagement en vissant l'embout de tige (9), et on augmente le dégagement en le dévissant.

(3) Freiner le réglage à l'embout de tige.

f. Avec une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) appliquée au vérin du train avant, les deux trappes détachées, la goupille de sécurité au sol enlevée, et une force de 133 N (30 lb) vers le bas exercée sur l'articulation centrale de la contrefiche longitudinale, vérifier que le dégagement est de 0.025 à 0.635 mm (0.001 à 0.025 po). Refaire le réglage à l'embout de tige du vérin jusqu'à obtention du dégagement requis.

g. Vérifier que les bras supérieur et inférieur de la contrefiche ne se gênent pas.

h. Brancher un boîtier d'essai au microcontact de train rentré sur le vérin.

i. Rentrer le train et régler l'excentrique sur la jambe de la façon suivante, pour obtenir un dégagement de 0.127 à 0.635 mm (0.005 à 0.025 po) à la tringle de verrouillage décentré.

ATTENTION

Ne pas régler l'embout de tige du vérin.

(1) Avec le train rentré et verrouillé, et une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) appliquée sur le vérin (avec les deux trappes détachées), l'indicateur de train devrait indiquer UP.

(2) Régler la came excentrique sur la jambe pour avoir un dégagement de 0.127 à 0.635 mm (0.005 à 0.025 po) à la tringle de verrouillage décentré.

(3) Serrer le réglage.

(4) Enlever la goupille de sécurité au sol, sortir l'atterrisseur et débrancher le boîtier d'essai.

j. Check that at least 0.508 mm (0.020 in.) clearance exists between microswitch cover screw (13) and leg.

k. If required clearance is not obtained, remove screw (13), rework screw to decrease head depth to 1.27 mm (0.050 in.), reinstall with a star washer (AN936-A6) and lockwire remaining three screws together.

l. Release hydraulic pressure. Using landing gear emergency handle (see Paragraph 55), lower gear. Ensure that gear lowers and locks down. Build up pressure to 10 342 kPa (1500 psi) and check emergency down line for leaks. Rectify any leak. Push handle back in on completion of check.

m. With 10 342 kPa (1500 psi) pressure on nose gear actuator (with both doors disconnected) and a 133 newtons (30 lb) downward load applied at centre knuckle of drag strut, check that gap is 0.025 to 0.635 mm (0.001 to 0.025 in.). Readjust rod-end of actuator until required gap is obtained.

n. Connect the limit switches plugs (4 and 6).

o. With 10 342 kPa (1500 psi) hydraulic pressure applied, and with pressure released, check that ground safety locking pin can be easily inserted and withdrawn.

p. Retract gear. Ensure that gear retracts smoothly and locks up. Build up pressure to 10 342 kPa (1500 psi) and check up line for leaks. Rectify any leak.

q. Operate gear several times to pass any air remaining in system to reservoir. While gear is in operation, check that clearances, operating pressures and times are within given limits (see Paragraph 55).

r. Reconnect nose gear doors. Repeat functional test in Step q, in respect of nose gear doors operation.

s. Lower gear. Install ground safety locking pin. Install cotter pin on bolt (1).

j. Vérifier qu'il y a un dégagement minimal de 0.508 mm (0.020 po) entre la vis du couvercle du microcontact (13) et la jambe.

k. Si le dégagement nécessaire n'est pas obtenu, enlever la vis (13), la rectifier pour diminuer l'épaisseur de sa tête à 1.27 mm (0.050 po), la remettre en place avec une rondelle en étoile (AN936-A6), et freiner au fil les trois vis restantes.

l. Relâcher la pression hydraulique. En utilisant la poignée de secours du train d'atterrissage (voir paragraphe 55), sortir le train. S'assurer que le train sort et se verrouille en position sortie. Augmenter la pression à 10 342 kPa (1500 lb/po^2) et vérifier l'étanchéité de la conduite de sortie de secours à cette pression. Réparer les fuites éventuelles. Enfoncer la poignée après la vérification.

m. Avec une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) sur le vérin de train avant (avec les deux trappes détachées), et avec une force de 133 newtons (30 lb) vers le bas appliquée à l'articulation centrale de la contrefiche longitudinale, vérifier que le dégagement est de 0.025 à 0.635 mm (0.001 à 0.025 po). Régler l'embout de tige du vérin jusqu'à obtention du dégagement voulu.

n. Brancher les fiches des contacteurs de fin de course (4 et 6).

o. Avec une pression hydraulique appliquée de 10 342 kPa (1500 lb/po^2), et avec la pression relâchée, vérifier que la goupille de sécurité au sol peut être insérée et retirée facilement.

p. Rentrer le train. S'assurer que le train rentre sans difficulté et se verrouille. Augmenter la pression à 10 342 kPa (1500 lb/po^2) et vérifier l'étanchéité de la conduite de rentrée. Réparer les fuites éventuelles.

q. Manoeuvrer le train plusieurs fois pour chasser tout l'air restant dans le circuit vers le réservoir. Pendant que le train est en mouvement, vérifier que les dégagements ainsi que les pressions et durées de fonctionnement sont dans les limites données (voir paragraphe 55).

r. Raccorder les trappes de train avant. Refaire l'essai de fonctionnement de l'étape q, pour le fonctionnement des trappes de train avant.

s. Sortir le train. Poser la goupille de sécurité au sol. Poser la goupille fendue sur le boulon (1).

t. Torque locknut (11) to value detailed in Figure 6-4-22 and lockwire locknut to screw (12).

u. Ensure that all parts removed or disturbed during the course of these operations are locked and, where applicable, in safety.

v. Lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001). Remove jacking equipment, disconnect and remove ground power.

44. Two holes, one of 6.53 mm (0.257 in.) diameter in the upper lever and one of 6.91 mm (0.272 in.) diameter in the lower lever, align when the nose gear is down and locked, and are provided for positive locking of the nose gear by a ground safety locking pin. The drag strut is rigged when the nose gear is locked down and locked up to give a geometric lock, the centre pivot point of the drag strut being set during manufacture 2.03 mm (0.080 in.) over-centre while maintaining a 0.127 mm (0.005 in.) clearance between abutting faces of lower and upper levers.

DRAG STRUT

REMOVAL

45. Proceed as follows (see Figure 6-4-18):

a. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

b. Disconnect nose gear actuator (5) from drag strut by removing cotter pin, nut, washer and bolt (4). Secure actuator clear of working area.

c. Disconnect drag strut from leg by removing cotter pin, nut, washer and bolt (6).

d. Remove the eight bolts (3) securing drag strut flange brackets (2) to keel structure and remove drag strut complete with shims (1).

INSTALLATION

46. Proceed as follows (see Figure 6-4-18):

a. Ensure that bushes of flange brackets (2) and drag strut trunnions are serviceable and clean. Locate flange brackets, with lubrica-

t. Serrer le contre-écrou (11) au couple indiqué à la figure 6-4-22 et freiner au fil le contre-écrou sur la vis (12).

u. S'assurer que toutes les pièces enlevées ou dérangées pendant ces opérations sont verrouillées et, si nécessaire, freinées.

v. Redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001). Enlever l'équipement de levage, couper et débrancher l'alimentation de parc.

44. Deux trous, un de 6.53 mm (0.257 po) de diamètre dans le levier supérieur et un de 6.91 mm (0.272 po) de diamètre dans le levier inférieur, s'alignent quand le train avant est sorti et verrouillé, et permettent le verrouillage du train avant par une goupille de sécurité au sol. La contrefiche longitudinale est réglée de sorte que, quand le train avant est verrouillé en position sortie ou en position rentrée, elle assure un verrouillage géométrique, son point pivot central étant réglé à la fabrication à 2.03 mm (0.080 po) au delà du centre tout en maintenant un dégagement de 0.127 mm (0.005 po) entre les faces correspondantes des leviers inférieur et supérieur.

CONTREFICHE LONGITUDINALE

DÉPOSE

45. Procéder comme suit (voir figure 6-4-18) :

a. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Débrancher le vérin de train avant (5) à la contrefiche longitudinale en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (4). Fixer le vérin hors de la zone de travail.

c. Débrancher la contrefiche longitudinale à la jambe en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (6).

d. Enlever les huit boulons (3) retenant les ferrures à rebord de la contrefiche longitudinale (2) à la structure de la poutre, et enlever la contrefiche longitudinale en entier avec les cales (1).

POSE

46. Procéder comme suit (voir figure 6-4-18) :

a. S'assurer que les bagues des ferrures à rebord (2) et des tourillons de la contrefiche longitudinale sont propres et en bon état.

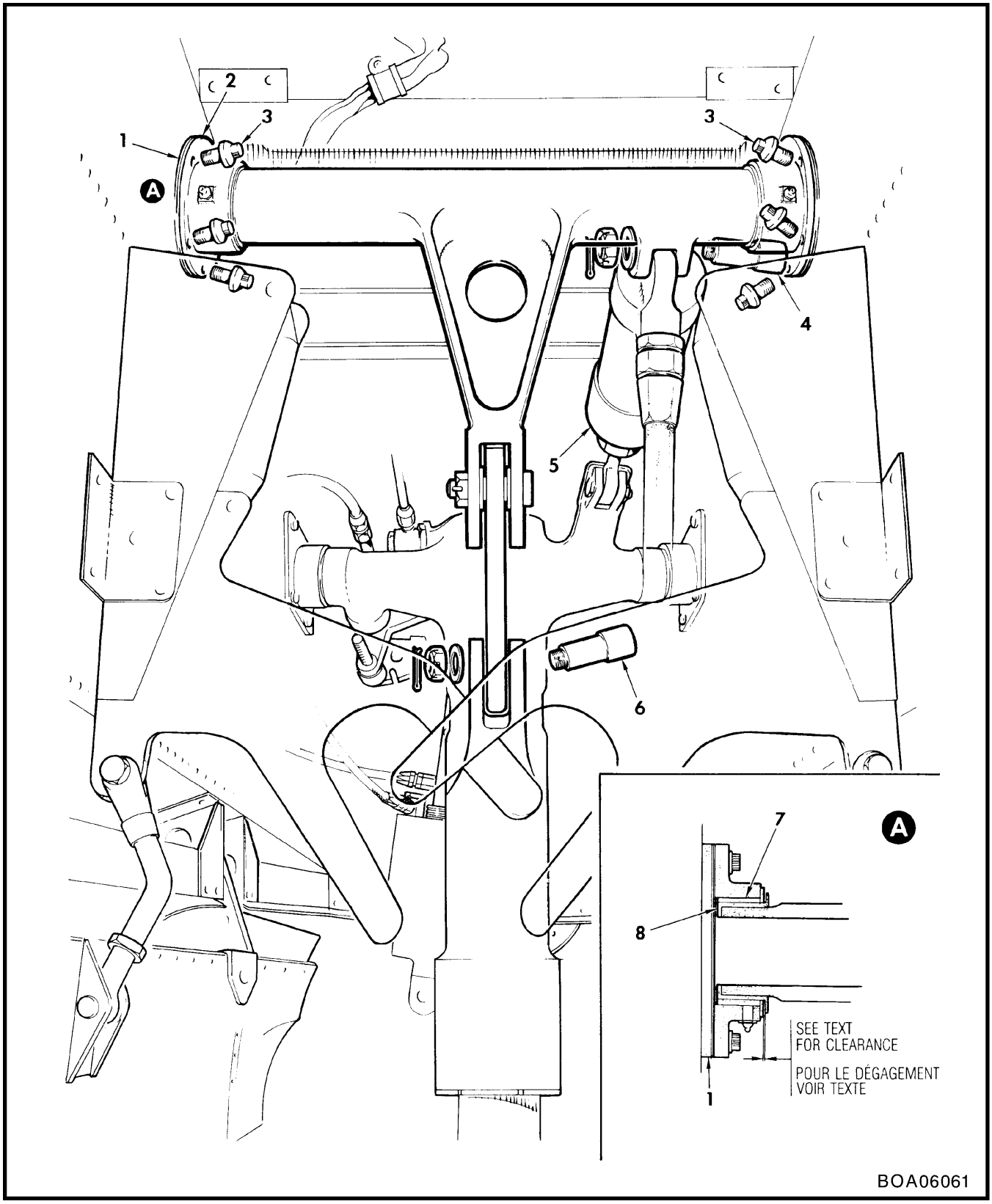


Figure 6-4-18 Removal and Installation of Drag Strut
Figure 6-4-18 Dépose et pose de la contrefiche longitudinale

tion fittings at front of trunnions. Lubricate with grease (see Figure 1-2, Item 13) and install drag strut, securing to keel structures with bolts (3).

b. With drag strut pushed hard to one side, check and note clearance on other side between trunnion bush (8) and flange bracket bush (7).

c. Remove bolts (3) securing drag strut. Install drag strut using bolts (3) with an equal thickness of shims (1) located between each flange bracket bush and its mating trunnion bush (see Detail A) so that, with drag strut pushed hard to one side, the total clearance measured in Step b, does not exceed 0.152 mm (0.006 in.).

d. Connect drag strut to leg with bolt (6), washer, nut and cotter pin.

e. Temporarily connect actuator (5) to drag strut with bolt (4), washer and nut.

f. Prepare to carry out a retraction test of the nose gear (see Paragraph 55).

g. Adjust nose gear actuator (5) which includes the setting of drag strut (see Paragraph 43).

h. On completion of actuator rigging, including reconnecting nose gear doors and carrying out operational check, remove electrical and hydraulic ground power.

i. Ensure that all parts disturbed during the course of these operations are locked and, where applicable, in safety.

j. Install ground safety locking pins, lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001) and remove ground equipment.

Repérer les ferrures à rebord, ainsi que les graisseurs à l'avant des tourillons. Lubrifier avec de la graisse (voir figure 1-2, article 13) et poser la contrefiche longitudinale, en la fixant à la structure de la poutre avec des boulons (3).

b. Avec la contrefiche longitudinale poussée complètement d'un côté, vérifier et noter le dégagement de l'autre côté entre la bague du tourillon (8) et la bague de la ferrure à rebord (7).

c. Enlever les boulons (3) retenant la contrefiche longitudinale. Poser la contrefiche au moyen des boulons (3) avec une épaisseur égale de cales (1) entre chaque bague de ferrure à rebord et la bague de tourillon correspondante (voir détail A) de sorte que, avec la contrefiche poussée complètement d'un côté, le dégagement total mesuré comme à l'étape b ne dépasse pas 0.152 mm (0.006 po).

d. Raccorder la contrefiche longitudinale à la jambe avec le boulon (6), la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

e. Brancher provisoirement le vérin (5) à la contrefiche longitudinale avec le boulon (4), la rondelle et l'écrou.

f. Préparer l'essai de rentrée du train avant (voir paragraphe 55).

g. Effectuer le réglage du vérin de train avant (5), incluant le réglage de la contrefiche longitudinale (voir paragraphe 43).

h. Une fois le réglage du vérin terminé, incluant le raccordement des trappes de train avant et l'exécution de la vérification de fonctionnement, couper l'alimentation de parc électrique et hydraulique.

i. S'assurer que toutes les pièces dérangées pendant ces opérations sont verrouillées et, au besoin, freinées.

j. Poser les goupilles de sécurité au sol, redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement au sol.

NOSE LANDING GEAR DOORS

REMOVAL

47. Proceed as follows (see Figure 6-4-19):

    a. Disconnect door operating link (2) from one door by removing cotter pin, nut, washer and bolt (3).

    b. Remove the nuts and washers from hinge bolts (1) and, with door supported, remove bolts and remove door.

    c. Repeat Steps a and b for second door.

INSTALLATION

48. Proceed as follows (see Figure 6-4-19):

NOTE

Prior to nose gear door installation, ensure rubber pad, Part No. 41A35070-70, is installed to prevent damage to uplock channel and channel.

    a. Position one door and secure to hinges with bolts (1), washers and nuts.

    b. Jack aircraft nose (see C-12-114-000/MF-001).

    c. Ensure that ground safety locking pins are installed on both main gears. Prepare to operate the nose gear (see Paragraph 55).

    d. Apply hydraulic pressure to retract and lock nose gear up. Release hydraulic pressure.

    e. Close door by hand until both front and rear inboard corners butt against their stop faces. Adjust door operating link (2) until, when connected with bolt (3), washer and nut, door is flush with surrounding skin. Preload door by screwing in operating link rod-end two turns.

TRAPPES DE TRAIN AVANT

DÉPOSE

47. Procéder comme suit (voir figure 6-4-19) :

    a. Détacher la tringle de manoeuvre de trappe (2) sur une trappe en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (3).

    b. Enlever les écrous et les rondelles aux boulons de charnière (1) et, les trappes étant soutenues, enlever les boulons et déposer la trappe.

    c. Répéter les étapes a et b pour la seconde trappe.

POSE

48. Procéder comme suit (voir figure 6-4-19) :

NOTA

Avant la pose des trappes de train avant, s'assurer qu'on a installé le coussinet en caoutchouc, n° de pièce 41A35070-70, pour éviter d'endommager le profilé de verrou de train rentré et le profilé.

    a. Positionner une trappe et la fixer aux charnières avec les boulons (1), les rondelles et les écrous.

    b. Lever le nez de l'avion (voir C-12-114-000/MF-001).

    c. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol sont posées sur les deux atterrisseurs principaux. Se préparer à faire fonctionner le train avant (voir paragraphe 55).

    d. Appliquer une pression hydraulique pour rentrer et verrouiller le train avant. Relâcher la pression hydraulique.

    e. Fermer manuellement la trappe jusqu'à ce que les deux coins intérieurs avant et arrière butent contre leur face de butée. Régler la tringle de manoeuvre de trappe (2) jusqu'à ce que, quand la tringle est fixée par un boulon (3), une rondelle et un écrou, la trappe affleure le revêtement voisin. Précharger la trappe en vissant l'embout de tige de la tringle de manoeuvre sur deux tours.

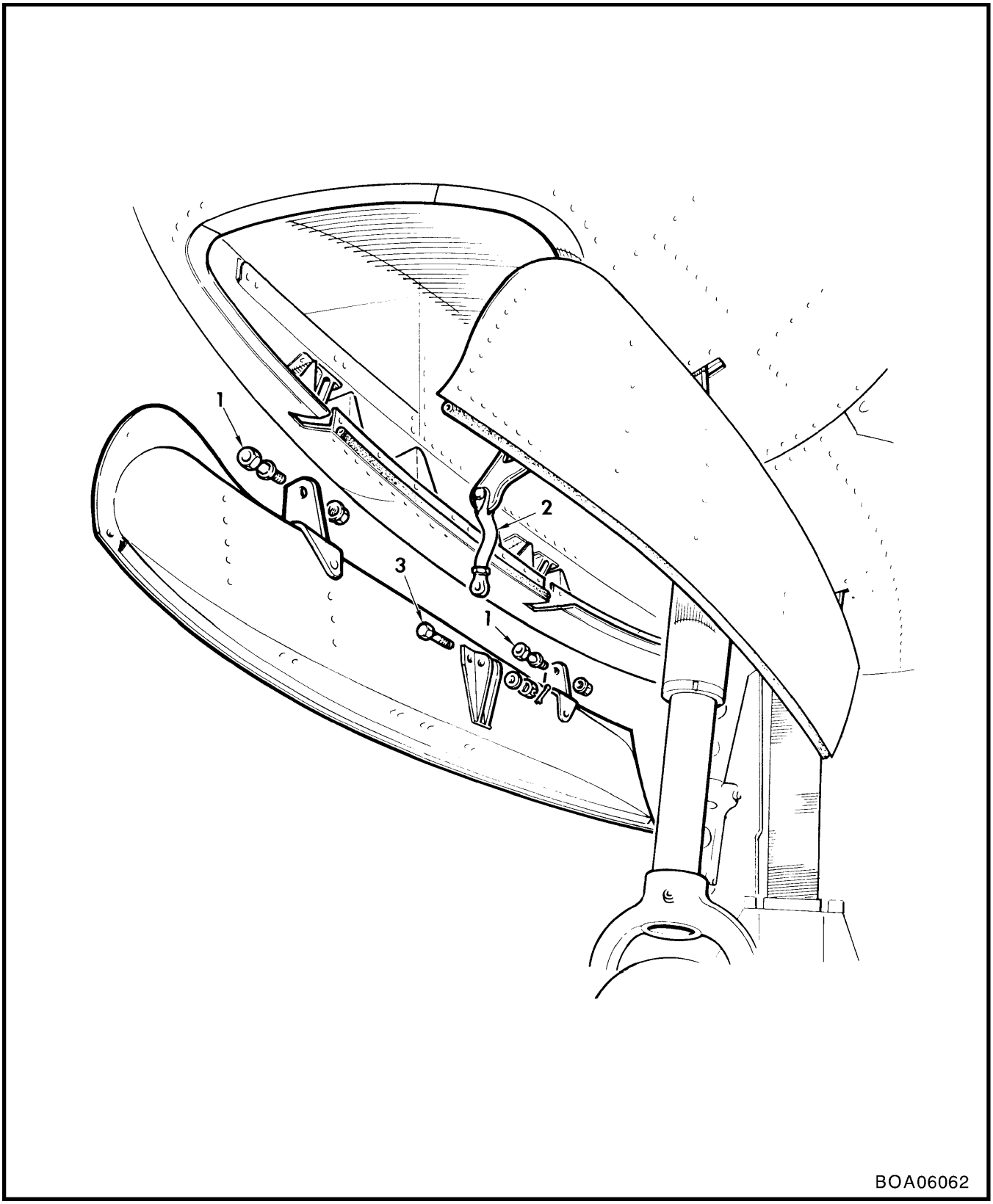


Figure 6-4-19 Removal and Installation of Nose Gear Doors
Figure 6-4-19 Dépose et pose des trappes de train avant

f. Slowly lower gear and, while it is lowering, check that clearances between door and gear and tire and door are within the limits specified (see Paragraph 55).

g. Disconnect door link and secure door clear of working area. Repeat Steps a, d, e and f for second door.

h. Reconnect the first door. Retract nose gear and check the following:

(1) Doors close correctly without any binding.

(2) Gap between doors is between 0.762 and 2.28 mm (0.030 and 0.090 in.).

(3) Gap between doors and fuselage skin on hinge side is between 1.52 and 3.81 mm (0.060 and 0.150 in.).

(4) Doors are flush with each other and with skin within ±1.27 mm (±0.050 in).

i. Lower gear. Check that, when gear is locked down, doors are held in open position by the spring-pots.

j. Operate gear several times. Check that gear locks up satisfactorily and remains so when hydraulic pressure is released and that operating pressures are within stipulated limits (see Paragraph 55).

k. Lower gear (see C-12-114-000/MF-001). Install ground safety locking pin. Install cotter pins on nuts of door operating link bolts (3).

l. Disconnect ground power and remove jacking equipment. Ensure that all components removed or disturbed during the course of these operations are secure, correctly locked and, where applicable, in safety.

f. Sortir lentement le train et, pendant sa sortie, vérifier que les dégagements entre la trappe et le train et entre le pneu et la trappe sont dans les limites stipulées (voir paragraphe 55).

g. Débrancher la tringle de trappe et fixer la trappe hors de la zone de travail. Répéter les étapes a, d, e et f pour la seconde trappe.

h. Raccorder la première trappe. Rentrer le train avant et vérifier les points suivants :

(1) Les trappes ferment bien sans coincer.

(2) Le dégagement entre les trappes est compris entre 0.762 et 2.28 mm (0.030 et 0.090 po).

(3) Le dégagement entre les trappes et le revêtement du fuselage du côté de l'articulation est compris entre 1.52 et 3.81 mm (0.060 et 0.150 po).

(4) Les trappes affleurent l'une avec l'autre et avec le revêtement à ±1.27 mm (±0.050 po).

i. Sortir le train. Vérifier que, avec le train verrouillé en position sortie, les trappes sont maintenues en position ouverte par les biellettes à ressort.

j. Manoeuvrer le train plusieurs fois. Vérifier qu'il se verrouille bien en position rentrée et qu'il demeure ainsi quand la pression hydraulique est relâchée et que les pressions de fonctionnement sont dans les limites stipulées (voir paragraphe 55).

k. Redescendre le train (voir C-12-114-000/MF-001). Poser la goupille de sécurité au sol. Mettre les goupilles fendues sur les écrous des boulons de tringle de manoeuvre de trappe (3).

l. Débrancher l'alimentation de parc et enlever l'équipement de levage. S'assurer que toutes les pièces enlevées ou dérangées pendant ces opérations sont bien verrouillées et, au besoin, freinées.

NOSE WHEEL STEERING

ADJUSTMENTS

49. Proceed as follows (see Figure 6-4-20):

a. Jack aircraft nose (see C-12-114-000/MF-001) to a height sufficient to permit insertion of a turntable between wheel and ground.

b. Ensure that rudder control system is correctly adjusted (see Part 5).

c. Ensuring that nose wheel is located fore and aft, lower nose of aircraft to compress leg at least 38 mm (1.5 in.).

d. Manually rotate nose wheel full right and left until actuator bottoms. If travel is not equal in both directions:

(1) Disconnect steering actuator piston-rod from leg by removing cotter pin, nut and bolt.

(2) Break lockwire and slacken rod-end locknut.

(3) Screw rod-end out to increase steer angle to the right. One turn equals 1 degree of movement.

(4) Tighten locknut and lockwire. Reconnect actuator to leg with bolt, nut and cotter pin.

e. Centralize the rudder pedals and insert rigging pin (4A) (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 12) in arm of rudder pedal assembly.

f. Remove cotter pins, nuts, washers and bolts (1 and 9) securing lever (2) to bungee (4) and link strut (10) to cam plate (7).

ORIENTATION DU TRAIN AVANT

RÉGLAGES

49. Procéder comme suit (voir figure 6-4-20) :

a. Lever le nez de l'avion (voir C-12-114-000/MF-001) à une hauteur suffisante pour permettre l'insertion d'une plaque tournante entre la roue et le sol.

b. S'assurer que la chaîne de commande de direction est bien réglée (voir Partie 5).

c. En s'assurant que la roue avant est orientée dans l'axe longitudinal, baisser le nez de l'avion pour comprimer la jambe d'au moins 38 mm (1.5 po).

d. Faire tourner manuellement la roue avant au maximum vers la droite et vers la gauche jusqu'à ce que le vérin bute. Si la course n'est pas égale dans les deux sens :

(1) Détacher la tige de piston du vérin d'orientation à la jambe en enlevant la goupille fendue, l'écrou et le boulon.

(2) Briser le fil à freiner et desserrer le contre-écrou de l'embout de tige.

(3) Dévisser l'embout de tige pour augmenter l'angle de braquage vers la droite. Un tour équivaut à un mouvement angulaire de 1 degré.

(4) Serrer le contre-écrou et freiner au fil. Raccorder le vérin à la jambe avec le boulon, l'écrou et la goupille fendue.

e. Centrer les pédales de palonnier et insérer la broche de réglage (4A) (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 12) dans le bras des pédales de palonnier.

f. Enlever les goupilles fendues, les écrous, les rondelles et les boulons (1 et 9) retenant le levier (2) à l'extenseur (4) et retenant la liaison (10) à la came (7).

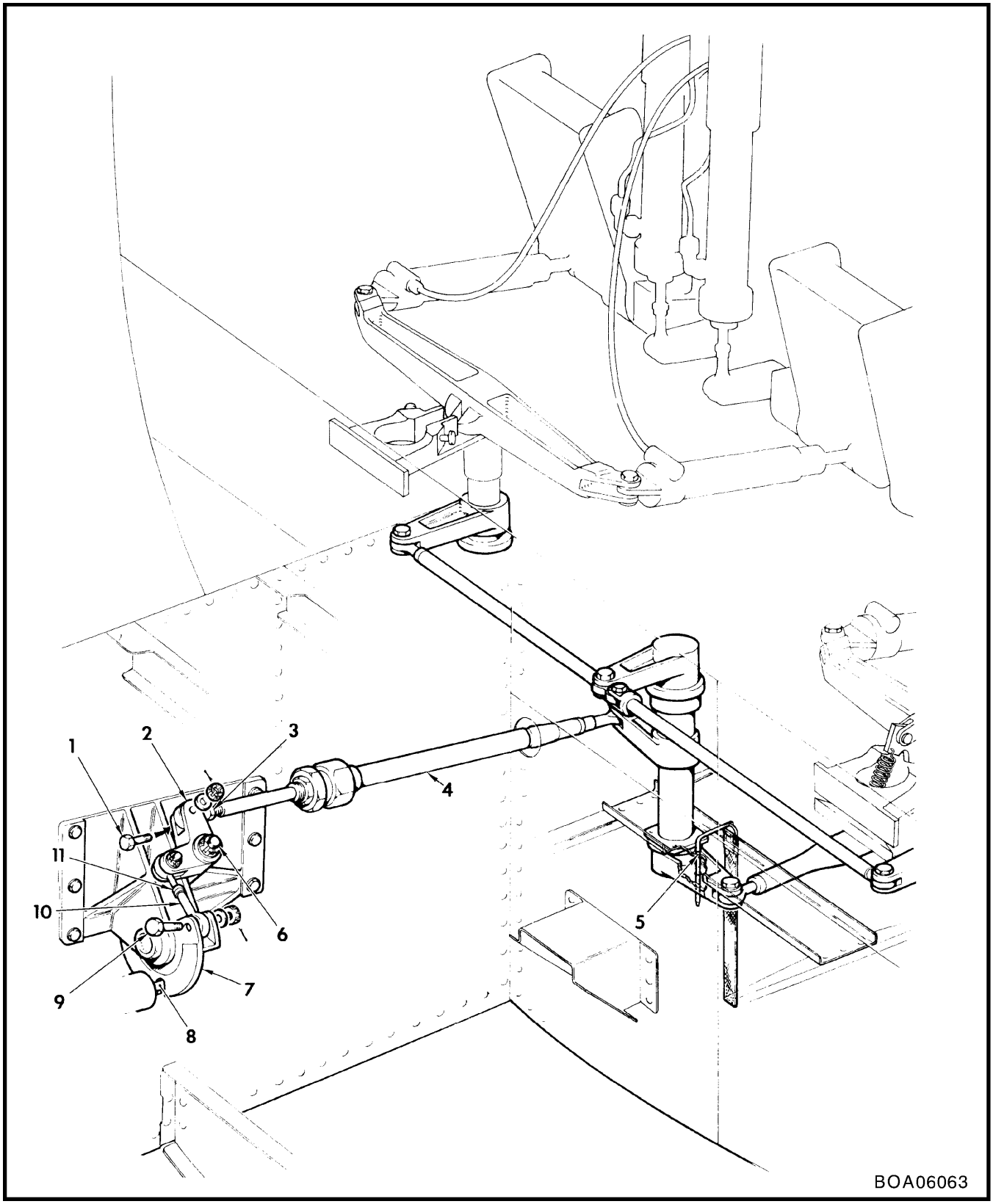


Figure 6-4-20 Nose Wheel Steering, Rigging and Adjustment
Figure 6-4-20 Réglage et ajustage du circuit d'orientation de train avant

g. Slacken locknut (3) and adjust fork-end of bungee (4) to obtain a dimension of 0.445 metre (17.5 in.) between bungee attachment bolt centres. Reconnect bungee to lever (2) with bolt (1).

NOTE

When rigged as in Steps e and g, a line drawn through centres of bolts (1 and 6) should be approximately parallel to web face of casting.

h. Ensure that rod-end is in safety and tighten locknut (3). Install washer, nut and cotter pin on bolt (1).

i. Energize a 28 Vdc essential bus (see C-12-114-000/MF-001).

j. Ensure that GND SAFETY and NOSE WH. STEER circuit-breakers are pushed in.

k. Operate hydraulic hand pump to pressurize hydraulic power system (see Paragraph 55) and press selector button on either control column to extend steering clutch locking piston (8).

l. Rotate cam plate (7) until locking piston (8) engages in slot in cam plate.

m. Slacken locknut (11) and adjust link strut (10) to nearest half turn to provide a drop fit for bolt (9). Release selector button. Ensure that rod-end is in safety. Tighten locknut (11) and install washer, nut and cotter pin to bolt (9).

n. Carry out a functional test of the nose wheel steering (see Paragraph 50).

o. Check that there is no fouling through range of travel. If steer angle each side of centre is not equal, slacken locknut (11) and adjust link strut (10) in half-turn increments until nose wheel travel is equalized each side of centre. Shortening link increases steer to left.

g. Desserrer le contre-écrou (3) et régler l'embout à chape de l'extenseur (4) pour obtenir une distance de 0.445 mètre (17.5 po) entre les centres des boulons de fixation de l'extenseur. Rattacher l'extenseur au levier (2) avec le boulon (1).

NOTA

Quand le réglage est fait comme aux étapes e et g, une ligne passant par les centres des boulons (1 et 6) devrait être à peu près parallèle à la face nervurée de la pièce coulée.

h. S'assurer que l'embout de tige est freiné et serrer le contre-écrou (3). Poser la rondelle, l'écrou et la goupille fendue sur le boulon (1).

i. Mettre sous tension le bus essentiel de 28 V c.c. (voir C-12-114-000/MF-001).

j. S'assurer que les disjoncteurs GND SAFETY et NOSE WH. STEER sont enclenchés.

k. Faire fonctionner la pompe à main hydraulique pour mettre en pression le circuit d'alimentation hydraulique (voir paragraphe 55) et enfoncer le bouton sélecteur sur un des manches de commande pour sortir le piston de verrouillage d'embrayage d'orientation (8).

l. Faire tourner la came (7) jusqu'à ce que le piston de verrouillage (8) s'engage dans la fente de la came.

m. Desserrer le contre-écrou (11) et régler la liaison (10) au demi-tour le plus proche pour assurer que le boulon (9) s'ajuste librement. Relâcher le bouton sélecteur. S'assurer que l'embout de tige est freiné. Serrer le contre-écrou (11) et poser la rondelle, l'écrou et la goupille fendue sur le boulon (9).

n. Effectuer un essai de fonctionnement du circuit d'orientation de train avant (voir paragraphe 50).

o. Vérifier qu'il n'y a pas d'entrave sur toute la course. Si les angles de braquage dans les deux sens ne sont pas égaux, desserrer le contre-écrou (11) et régler la liaison (10) d'un demi-tour à la fois jusqu'à ce que la course de la roue avant soit égale des deux côtés. Le raccourcissement de la liaison augmente le braquage vers la gauche.

p. Disconnect and remove ground power. Remove turntable. Ensure that ground safety locking pins are installed. Lower aircraft nose (see C-12-114-000/MF-001) and remove jacking equipment.

q. Ensure that all components removed or disturbed during the course of these operations are locked and, where applicable, in safety.

FUNCTIONAL TEST

50. Proceed as follows:

a. Ensure that steering is correctly adjusted (see Paragraph 49) and lubricated (see C-12-114-000/MF-001).

b. Connect hydraulic test stand to aircraft hydraulic system (see C-12-114-0B0/MF-001).

c. Energize a 28 Vdc essential bus (see C-12-114-000/MF-001).

d. Ensure that NOSE WH. STEER and GND SAFETY circuit-breakers are pushed in.

e. Adjust test stand flow to approximately 9.09 L/min (2 imp gal/min [2.5 US gal/min]) at 689 to 1034 kPa (100 to 150 psi).

f. Jack aircraft nose (see C-12-114-000/MF-001) to height sufficient to permit insertion of a turntable between wheel and ground. Ensure that nose wheel is positioned fore and aft and that the turning centre of turntable is concentric with turning circle of gear.

g. Note that with leg fully extended, the centring cam should prevent nose wheel from being turned. Check that cam is functioning correctly by attempting to turn wheel.

h. Depress steering selector button on either control column and check that steering is inoperative.

i. Lower aircraft nose and check that steering is operative when leg is compressed 25.4 ± 6.35 mm (1 ±1/4 in.). Repeat check using other steering selector button.

p. Couper et débrancher l'alimentation de parc. Enlever la plaque tournante. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol sont en place. Baisser le nez de l'avion (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

q. S'assurer que toutes les pièces déposées ou dérangées pendant ces opérations sont verrouillées et, au besoin, freinées.

ESSAI DE FONCTIONNEMENT

50. Procéder comme suit :

a. S'assurer que le dispositif d'orientation est bien réglé (voir paragraphe 49) et lubrifié (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Brancher le banc d'essai hydraulique au circuit hydraulique de l'avion (voir C-12-114-0B0/MF-001).

c. Mettre sous tension le bus essentiel de 28 V c.c. (voir C-12-114-000/MF-001).

d. S'assurer que les disjoncteurs NOSE WH. STEER et GND SAFETY sont enclenchés.

e. Régler le débit du banc d'essai à environ 9.09 L/min (2 gal imp/min [2.5 gal US/min]) à une pression de 689 à 1034 kPa (100 à 150 lb/po^2).

f. Lever le nez de l'avion (voir C-12-114-000/MF-001) à une hauteur suffisante pour permettre l'insertion d'une plaque tournante entre la roue et le sol. S'assurer que la roue avant est orientée dans l'axe longitudinal et que l'axe de rotation de la plaque tournante est concentrique avec l'axe de braquage du train.

g. Noter que, avec la jambe entièrement sortie, la came de centrage devrait empêcher la roue avant de tourner. Vérifier le bon fonctionnement de la came en essayant de tourner la roue.

h. Enfoncer le bouton sélecteur d'orientation sur un des manches de commande et vérifier que l'orientation ne fonctionne pas.

i. Baisser le nez de l'avion et vérifier que l'orientation fonctionne quand la jambe est comprimée à 25.4 ±6.35 mm (1 ±1/4 po). Refaire la vérification en utilisant l'autre bouton sélecteur d'orientation.

j. Lower aircraft nose to position lower torque link at approximately 90 degrees to leg.

k. Position rudder pedals to align plunger with slot in cam plate. Depress steering selector button on either control column and ensure that plunger enters slot.

l. Release button and check that plunger returns to retracted position, clear of cam plate.

m. Repeat Steps k and l using other steering button.

n. Ensure that any air is bled from system by depressing, and holding depressed, either steering selector button and rotating nose wheel steering actuator input arm by hand to cycle nose wheel to the right and to bottom steering actuator. Hold in this position for 1 minute.

o. Continue bleeding by repeating Step n to cycle nose wheel to the left.

p. Repeat Steps n and o at least six times.

CAUTION

The bungee spring can be overstrained if, with the steering engaged and the nose wheel at the maximum left or right position, the rudder pedals are operated violently to the opposite extreme position.

q. With test stand flow adjusted to 37.7 L/min (8.3 imp gal/min [10 US gal/min]) at 10 342 kPa (1500 psi), depress either of the steering buttons. Push RH rudder pedal and check that nose wheel turns right. Return to central position. Push LH pedal and check that nose wheel turns left. Release selector button.

r. Depress either steering button and move rudder pedals to apply approximately 25 degree steer one way.

j. Baisser le nez de l'avion pour positionner le bras inférieur du compas à environ 90 degrés par rapport à la jambe.

k. Positionner les pédales de palonnier pour aligner le plongeur avec la fente dans la came. Enfoncer le bouton sélecteur d'orientation sur l'un des manches de commande et s'assurer que le plongeur pénètre dans la fente.

l. Relâcher le bouton et vérifier que le plongeur retourne en position rentrée, dégagé de la came.

m. Répéter les étapes k et l en utilisant l'autre bouton sélecteur d'orientation.

n. S'assurer que tout l'air est chassé du circuit en enfonçant et maintenant enfoncé l'un des boutons sélecteur d'orientation et en faisant tourner manuellement le bras d'entrée du vérin d'orientation de train avant afin de manoeuvrer la roue avant vers la droite et de sortir complètement le vérin d'orientation. Maintenir dans cette position pendant 1 minute.

o. Continuer la purge en répétant l'étape n en manoeuvrant la roue avant vers la gauche.

p. Répéter les étapes n et o au moins six fois.

ATTENTION

Le ressort de l'extenseur peut être trop tiré si, avec le dispositif d'orientation engagé et la roue avant tournée à gauche ou à droite au maximum, les pédales de palonnier sont amenées violemment à la position extrême opposée.

q. Avec un débit au banc d'essai de 37.7 L/min (8.3 gal imp/min [10 gal US/min]) à une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2), enfoncer un des boutons sélecteurs d'orientation. Pousser la pédale de palonnier de droite et vérifier que la roue avant tourne vers la droite. Ramener en position centrale. Pousser la pédale de gauche et vérifier que la roue avant tourne vers la gauche. Relâcher le bouton sélecteur.

r. Enfoncer l'un ou l'autre des boutons sélecteurs d'orientation et déplacer les pédales de palonnier pour appliquer environ 25 degrés de braquage dans un sens.

s. Release steering button, raise nose of aircraft until weight is off nose gear, and check that nose wheel returns to straight-ahead position.

t. Repeat Step s with 25 degree steer applied on opposite lock. Lower aircraft nose on completion to compress leg 38 mm (1.5 in.).

u. Depress, and maintain depressed, one of the steering selector buttons and move rudder pedals steadily (see Caution preceding Step q) to operate steering through several cycles. Check that there is no hesitation or lag in operation and that nose wheel moves from full left to full right and from full right to full left in 4 to 8 seconds.

v. Steadily operate steering full left and then full right and note that movement in either direction is 42 ±1 degree.

w. With nose wheel pointing straight fore and aft, rotate nose wheel either side of neutral position by hand to check that damper does not evacuate. If satisfactory, no dead band should exist. If not satisfactory, repeat bleeding detailed in Steps n to p.

x. Fully lower the nose wheel onto the turntable and determine the amount of NLG side play by forcing the nose wheel left and right to a point where the nose wheel steering actuator comes into operation. The amount of play can be seen by using the aligning marks on the turntable for a reference. The maximum tolerance allowable is 3.175 mm (1/8 in.) movement measured either side of neutral at the turntable circumference. This inspection can be carried out with or without hydraulic pressure applied.

y. Using a force indicator on first one and then the other rudder pedal at one of the two pilot positions, check that break-out force is not more than 80 newtons (18 lb).

z. Repeat Step y for pedals at other pilot position, the same requirements being applicable.

s. Relâcher le bouton sélecteur d'orientation, lever le nez de l'avion jusqu'à ce que le poids ne soit plus supporté par le train avant et vérifier que la roue avant retourne en position droite.

t. Répéter l'étape s en braquant la roue de 25 degrés à la butée opposée. Ensuite, baisser le nez de l'avion pour comprimer la jambe de 38 mm (1.5 po).

u. Enfoncer et maintenir enfoncé l'un des boutons sélecteurs d'orientation et déplacer les pédales de palonnier de façon uniforme (voir Attention avant l'étape q) sur plusieurs cycles de braquage. Vérifier qu'il n'y a pas d'hésitation ou de retard dans le fonctionnement et que la roue avant tourne d'une extrême à l'autre dans chaque sens en dedans de 4 à 8 secondes.

v. Manoeuvrer l'orientation de façon uniforme jusqu'à l'extrême gauche puis jusqu'à l'extrême droite et noter que le mouvement dans chaque sens est de 42 ±1 degré.

w. La roue avant étant orientée dans l'axe longitudinal, la faire tourner manuellement dans un sens ou dans l'autre de la position neutre pour vérifier que l'amortisseur ne perd pas. Si la vérification est satisfaisante, il ne devrait pas y avoir de zone morte. Si la vérification n'est pas satisfaisante, répéter la purge comme indiqué dans les étapes n à p.

x. Descendre complètement la roue avant sur la plaque tournante et déterminer le jeu latéral du train avant en forçant la roue avant vers la gauche et vers la droite jusqu'au point où le vérin d'orientation entre en fonctionnement. On peut déterminer la quantité de jeu en utilisant comme référence les repères d'alignement sur la plaque tournante. La tolérance maximale admissible est de 3.175 mm (1/8 po) de mouvement mesuré de chaque côté du point neutre à la circonférence de la plaque tournant. Cette inspection peut se faire avec ou sans pression hydraulique.

y. Au moyen d'un dynamomètre, utilisé d'abord sur une pédale de palonnier puis sur l'autre, à l'un des deux postes pilote, vérifier que la force d'arrachement n'est pas supérieure à 80 newtons (18 lb).

z. Répéter l'étape y pour les pédales à l'autre poste pilote. Les mêmes exigences s'appliquent.

aa. Depress steering button on either control column and hold depressed. Move RH rudder pedal at one of the two pilot positions to bring steering link to its closest proximity to nose gear door.

ab. Push door inwards to take up free play and check that at least 3.175 mm (1/8 in.) clearance exists between link and door.

ac. Repeat Steps aa and ab for other door with opposite steering applied, the same minimum clearance being required.

ad. In the event of nose wheel shimmy, see Section 5, Troubleshooting.

ae. Jack up nose of aircraft and remove turntable. Ensure that ground safety locking pins are installed. Lower nose of aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

af. Disconnect and remove ground power.

NOSE WHEEL

REMOVAL AND INSTALLATION

51. For the removal and installation of the nose wheel, see Figure 6-4-21.

TIRE

52. A tubed, 5.00 by 5, Type III, eight-ply rating tire is installed on the nose wheel. The tire is inflated with oil-free air to pressures detailed in C-12-114-000/MF-001. White creep marks, 1 in. wide by 2 in. in depth, are painted on tire and wheel to give indication as to the amount the tire has moved around the wheel during service. The tire is to be maintained and serviced in accordance with C-13-020-001/AM-000.

NOSE GEAR SPECIAL TORQUE VALUES

53. For nose gear special torque values, see Figure 6-4-22.

aa. Enfoncer le bouton sélecteur d'orientation sur l'un ou l'autre des manches de commande et le maintenir enfoncé. Déplacer la pédale de palonnier de droite à l'un des deux postes pilote pour amener la tringle d'orientation le plus près possible de la trappe de train avant.

ab. Pousser la trappe vers l'intérieur pour rattraper le jeu et vérifier qu'il y a un dégagement d'au moins 3.175 mm (1/8 po) entre la tringle et la trappe.

ac. Répéter les étapes aa et ab pour l'autre trappe avec l'orientation dans le sens opposé. Les mêmes exigences de dégagement minimal s'appliquent.

ad. S'il y a shimmy de la roue avant, voir Section 5, Dépannage.

ae. Lever le nez de l'avion et enlever la plaque tournante. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol sont en place. Baisser le nez (voir C-12-114-000/MF-001).

af. Couper et débrancher l'alimentation de parc.

ROUE DE TRAIN AVANT

POSE ET DÉPOSE

51. Pour la dépose et la pose de la roue de train avant, voir figure 6-4-21.

PNEU

52. La roue avant est équipée d'un pneu à chambre à aire, 5.00 sur 5, de type III à huit plis. Le pneu est gonflé avec de l'air exempt d'huile aux pressions indiquées dans C-12-114-000/MF-001. Des marques de positionnement blanches, 1 po de largeur sur 2 po de profondeur, sont peintes sur le pneu et sur la roue pour indiquer le déplacement du pneu autour de la roue en service. Faire la maintenance et l'entretien du pneu conformément à C-13-020-001/AM-000.

COUPLES DE SERRAGE SPÉCIAUX DU TRAIN AVANT

53. Pour les couples de serrage spéciaux du train avant, voir figure 6-4-22.

LANDING GEAR

ALIGNMENT

54. For information on checking the alignment and permissible tolerances of the main and nose gears, see C-12-114-000/MN-000.

FUNCTIONAL TEST

55. Proceed as follows:

a. Observe the following precautions before and during the test:

(1) Ensure that retraction path and area in vicinity of landing gear and doors are clear of obstructions.

(2) Position someone by each gear to prevent anyone passing through the area while test is in progress.

(3) Ensure that reservoir is filled to correct level (see C-12-114-000/MF-001).

(4) Ensure that legs (unless Step g applies) are charged and tires inflated to correct pressure (see C-12-114-000/MF-001).

(5) Ensure that equipment being used is clean and serviceable, and that fluid used in the equipment is of the correct type (Figure 1-2, Item 14) and is perfectly clean.

(6) Ensure that handle marked L.G. HAND PUMP SELECT on LH fascia panel is pushed in.

(7) Ensure that nose wheel steering plunger is in retracted position and is in no danger of fouling steering cam when nose gear is lowered.

(8) When investigating a landing gear malfunction, check gear doors for correct fit, alignment and adjustment, as correct rigging of main gear doors is an essential requirement for satisfactory operation of the landing gear.

TRAIN D'ATTERRISSAGE

ALIGNEMENT

54. Pour les renseignements relatifs à la vérification de l'alignement et aux tolérances permissibles des atterrisseurs avant et principaux, voir C-12-114-000/MN-000.

ESSAI DE FONCTIONNEMENT

55. Procéder comme suit :

a. Respecter les précautions suivantes avant et pendant l'essai :

(1) S'assurer qu'il n'y a pas d'entrave dans la trajectoire de rentrée des atterrisseurs et des trappes et dans la zone les entourant.

(2) Poster quelqu'un près de chaque atterrisseur pour empêcher quiconque de passer dans la zone pendant les essais.

(3) S'assurer que le réservoir est rempli au niveau voulu (voir C-12-114-000/MF-001).

(4) S'assurer que les jambes (à moins que l'étape g s'applique) et les pneus sont gonflés à la bonne pression (voir C-12-114-000/MF-001).

(5) S'assurer que l'équipement utilisé est propre et en bon état de fonctionnement et que le liquide utilisé dans l'équipement est du type approprié (figure 1-2, article 14) et parfaitement propre.

(6) S'assurer que la poignée L.G. HAND PUMP SELECT sur le tableau saillant gauche est enfoncée.

(7) S'assurer que le plongeur du dispositif d'orientation de train avant est en position rentrée et qu'il ne risque pas de gêner la came d'orientation quand le train est sorti.

(8) Pendant la recherche d'une anomalie de fonctionnement du train d'atterrissage, vérifier que les trappes sont correctement ajustées, alignées et réglées, car il est essentiel que les trappes de train principal remplissent ces conditions pour qu'il y ait fonctionnement satisfaisant du train d'atterrissage.

CAUTION

Main and nose gear downlocks incorporated in the respective actuators are supplemented by the geometric over-centre locks of the main gear side stays and nose gear drag strut. When lowering a gear, always apply system maximum hydraulic pressure to ensure that internal locks are engaged and geometric locks are over-centre.

(9) In all tests where maximum pressure is quoted, the gear and/or doors should be operated at the specified flow rate.

NOTE

Functional test for Snowbird Cross Cockpit configuration shall be carried out in accordance with C-12-114-000/CF-486, Paragraph T.

b. Jack and steady aircraft, following procedure detailed in C-12-114-000/MF-001, to retain aircraft ground safety features.

c. Connect hydraulic test stand to aircraft ground test connections (see C-12-114-0B0/MF-001).

d. Energize a 28 Vdc No. 1 and No. 2 essential busses (see C-12-114-000/MF-001).

e. Ensure that the following circuit-breakers are pushed in:

(1) LANDING GEAR CONTROL.

(2) LANDING GEAR POS. IND.

(3) LANDING GEAR WARN.

(4) GND SAFETY.

f. Ensure that aircraft hydraulic controls cor-respond with actual position of services so that movement of controls will not occur when test stand is started.

ATTENTION

Les verrous de position sortie des trains avant et principal intégrés à leurs vérins respectifs sont doublés de dispositifs de verrouillage géométrique décentré sur les contrefiches latérales du train principal et sur la contrefiche longitudinale du train avant. Quand on sort un atterrisseur, toujours appliquer la pression hydraulique maximale du circuit pour assurer que les verrouillages internes sont engagés et que les verrouillages géométriques sont au delà du centre.

(9) Dans tous les essais où une pression maximale est indiquée, le train et/ou les trappes doivent être manoeuvrés au débit prescrit.

NOTA

L'essai de fonctionnement de la configuration de commandes doubles de poste de pilotage du Snowbird doit être effectué conformément à C-12-114-000/CF-486, Paragraphe T.

b. Lever et stabiliser l'avion, conformément à la méthode détaillée dans C-12-114-000/MF-001, de façon à maintenir les caractéristiques de sécurité au sol de l'avion.

c. Brancher le banc d'essai hydraulique aux raccords d'essai au sol de l'avion (voir C-12-114-0B0/MF-001).

d. Mettre sous tension les bus essentiels de 28 V c.c. n°1 et n° 2 (voir C-12-114-000/MF-001).

e. S'assurer que les disjoncteurs suivants sont enclenchés :

(1) LANDING GEAR CONTROL.

(2) LANDING GEAR POS. IND.

(3) LANDING GEAR WARN.

(4) GND SAFETY.

f. S'assurer que les commandes hydrauliques de l'avion correspondent à la position réelle des servitudes, de sorte qu'il n'y ait pas mouvement des commandes quand le banc d'essai est mis en marche.

g. Check operation of main gear weight switch circuit as follows:

(1) Release nitrogen from both main gear legs (see C-12-114-000/MF-001).

(2) With both legs extended, check that landing gear control lever can be moved from DOWN position.

(3) With both legs compressed to the amount stipulated in Paragraph 58, check that control lever is locked in DOWN position by solenoid-operated lock.

(4) Operate override button and check that control lever can be moved from DOWN position.

(5) Place control lever in DOWN position. Fully extend leg and recharge to correct pressure (see C-12-114-000/MF-001).

h. Connect an external source of clean dry air to reservoir ground air charge connection and pressurize to 55 kPa (8 psi).

i. Operate test stand and adjust to deliver 22.7 L/min (5 imp gal/min [6 US gal/min]) at 10 342 kPa (1500 psi).

j. Ensure that landing gear has been lubricated (see C-12-114-000/MF-001).

k. Remove ground safety locking pins from all three gears.

l. Place landing gear control lever to UP position. Check that lights in end of lever and light on instructors instrument panel illuminates.

m. Gradually apply hydraulic pressure to commence retracting landing gear.

g. Vérifier le fonctionnement du circuit du contacteur de référence air-sol du train principal comme suit :

(1) Laisser sortir l'azote des deux jambes de train principal (voir C-12-114-000/MF-001).

(2) Avec les deux jambes sorties, vérifier que le levier de commande du train d'atterrissage peut être déplacé à partir de la position DOWN.

(3) Avec les deux jambes comprimées de la quantité indiquée au paragraphe 58, vérifier que le levier de commande est verrouillé en position DOWN par le verrou à solénoïde.

(4) Actionner le bouton de surpassement et vérifier que le levier de commande peut être déplacé à partir de la position DOWN.

(5) Mettre le levier de commande sur DOWN. Sortir complètement la jambe et remplir de nouveau à la pression appropriée (voir C-12-114-000/MF-001).

h. Brancher une source extérieure d'air sec propre au raccord de remplissage d'air au sol du réservoir et appliquer une pression de 55 kPa (8 lb/po^2).

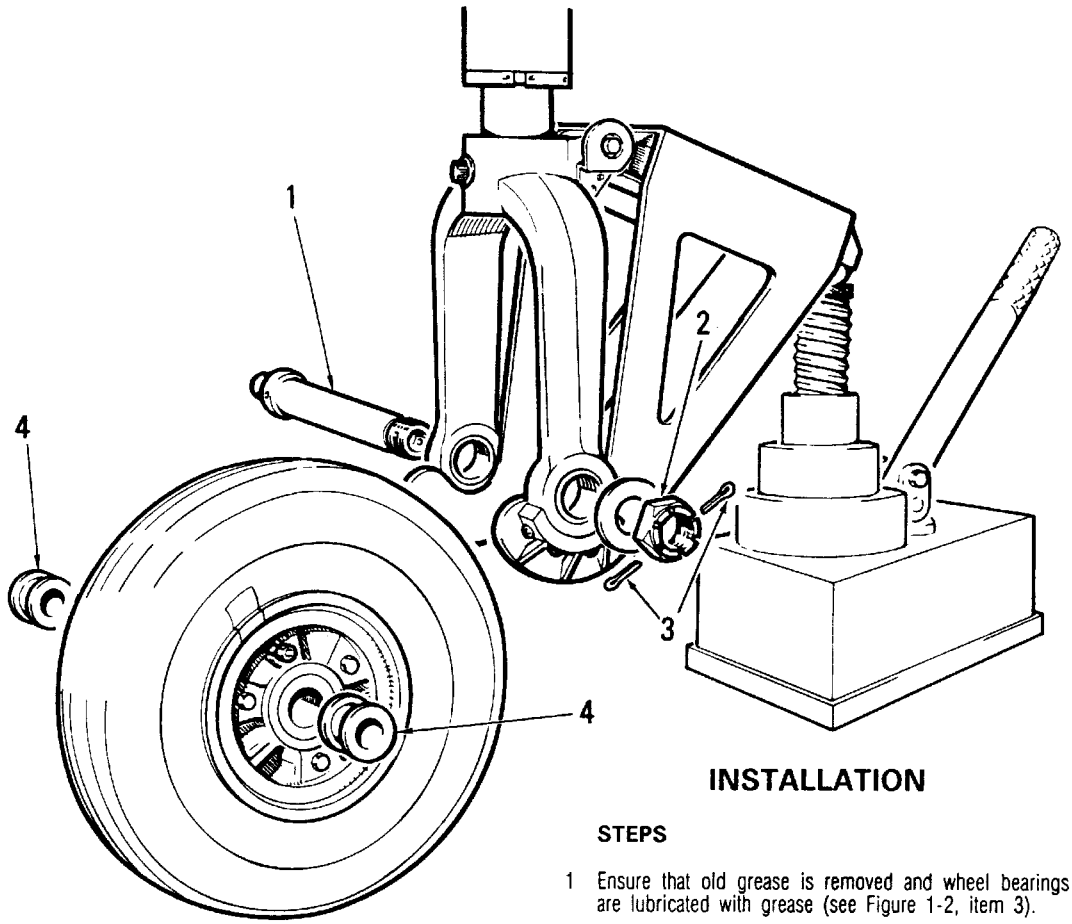
i. Faire fonctionner le banc d'essai et régler pour avoir un débit de 22.7 L/min (5 gal imp/min [6 gal US/min]) à une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2).

j. S'assurer que le train d'atterrissage a été lubrifié (voir C-12-114-000/MF-001).

k. Enlever les goupilles de sécurité au sol des trois atterrisseurs.

l. Mettre le levier de commande du train d'atterrissage sur UP. Vérifier que les voyants à l'extrémité du levier et le voyant sur le tableau de bord de l'instructeur s'allument.

m. Appliquer progressivement la pression hydraulique pour commencer la rentrée du train.



REMOVAL

STEPS

1 Jack nose wheel clear of the ground, utilizing adapter (see C-12-114-000/MF-001).

2 Deflate tire and remove valve core.

3 Remove cotter pins (3) from nut (2). Using special wrench (item 24), remove nut and washer, and withdraw spindle (1).

4 Lower wheel in fork and remove bearings. Lift wheel to normal position, slide spacers (4) into bearing housing and remove wheel with spacers.

INSTALLATION

STEPS

1 Ensure that old grease is removed and wheel bearings are lubricated with grease (see Figure 1-2, item 3).

2 Offer up wheel with spacers (4) in bearing housing. Position wheel in fork to permit removal of spacers from housing and insertion of bearings.

3 Locate wheel with spacers (4) in position and insert spindle (1).

4 Install washer and nut (2) and, using special wrench (see C-12-114-000/MF-001), torque nut as detailed, and to value specified, in illustration - Nose Gear - Special Torque Values. Install cotter-pins (3). On completion of torquing, ensure that inner races of wheel bearings and spacers (4) will not rotate.

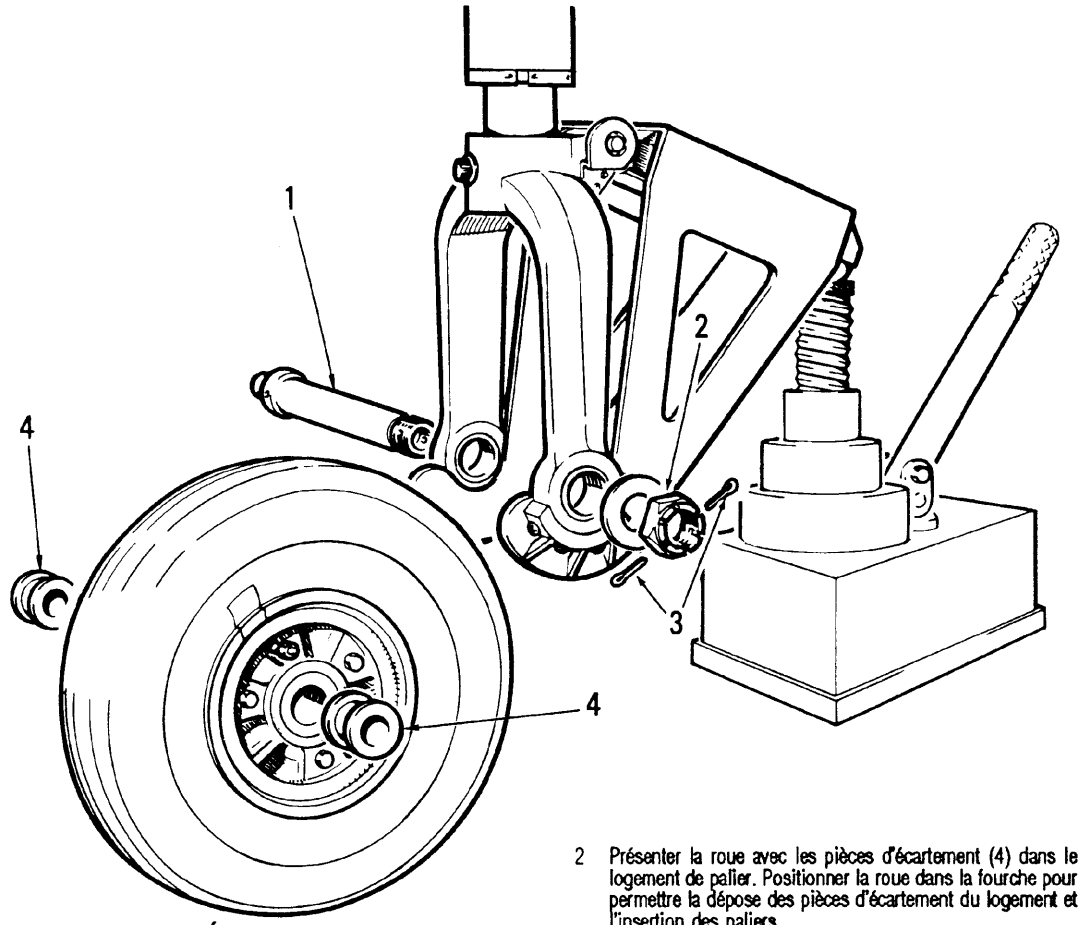
NOTE

If correct torque value cannot be obtained due to location of cotter pin holes, it is permissible to drill two 4.37 mm (11/64-inch) diameter holes in spindle (1). These are to be located 30 degrees clockwise from, and the same distance from the spindle end, as existing two holes.

5 Ensuring tire is inflated to the correct pressure (see C-12-114-000/MF-001), lower aircraft and remove jacking equipment and special adapter.

BOA06064

Figure 6-4-21 Removal and Installation of Nose Wheel



DÉPOSE

ÉTAPES

1 Lever la roue avant pour la dégager du sol au moyen de l'adaptateur de levage (voir C-12-114-000/MF-001).

2 Dégonfler le pneu et enlever l'obus de la valve.

3 Enlever les goupilles fendues (3) de l'écrou (2). Avec une clé spéciale (article 24) enlever l'écrou et la rondelle et retirer l'axe (1).

4 Descendre la roue dans la fourche et enlever les paliers. Lever la roue en position normale, glisser les pièces d'écartement (4) dans le logement de palier et déposer la roue avec les pièces d'écartement.

POSE

ÉTAPES

1 S'assurer que la vieille graisse est enlevée et que les paliers de roue sont lubrifiés avec de la graisse (voir figure 1-2, article 3).

2 Présenter la roue avec les pièces d'écartement (4) dans le logement de palier. Positionner la roue dans la fourche pour permettre la dépose des pièces d'écartement du logement et l'insertion des paliers.

3 Mettre la roue en place avec les pièces d'écartement (4) et insérer l'axe (1).

4 Poser la rondelle et l'écrou (2) et, avec une clé spéciale (voir C-12-114-000/MF-001), serrer l'écrou tel qu'indiqué et au couple donné par l'illustration - Couples de serrage spéciaux pour le train avant. Poser les goupilles fendues (3). À la fin du serrage, s'assurer que les chemins intérieurs des paliers de roue et les pièces d'écartement (4) ne tournent pas.

NOTA

Si on ne peut obtenir le couple de serrage voulu en raison de l'emplacement des trous de goupille fendue, il est possible de percer deux trous de 4.37 mm (11/64 po) de diamètre dans l'axe (1). Les trous doivent être situés à 30 degrés des deux trous existants dans le sens horaire et à la même distance de l'extrémité de l'axe que ceux-ci.

5 S'assurer que le pneu est gonflé à la bonne pression (voir C-12-114-000/MF-001), redescendre l'avion, et enlever l'équipement de levage et l'adaptateur spécial.

BOA06065

Figure 6-4-21 Dépose et pose de la roue de train avant

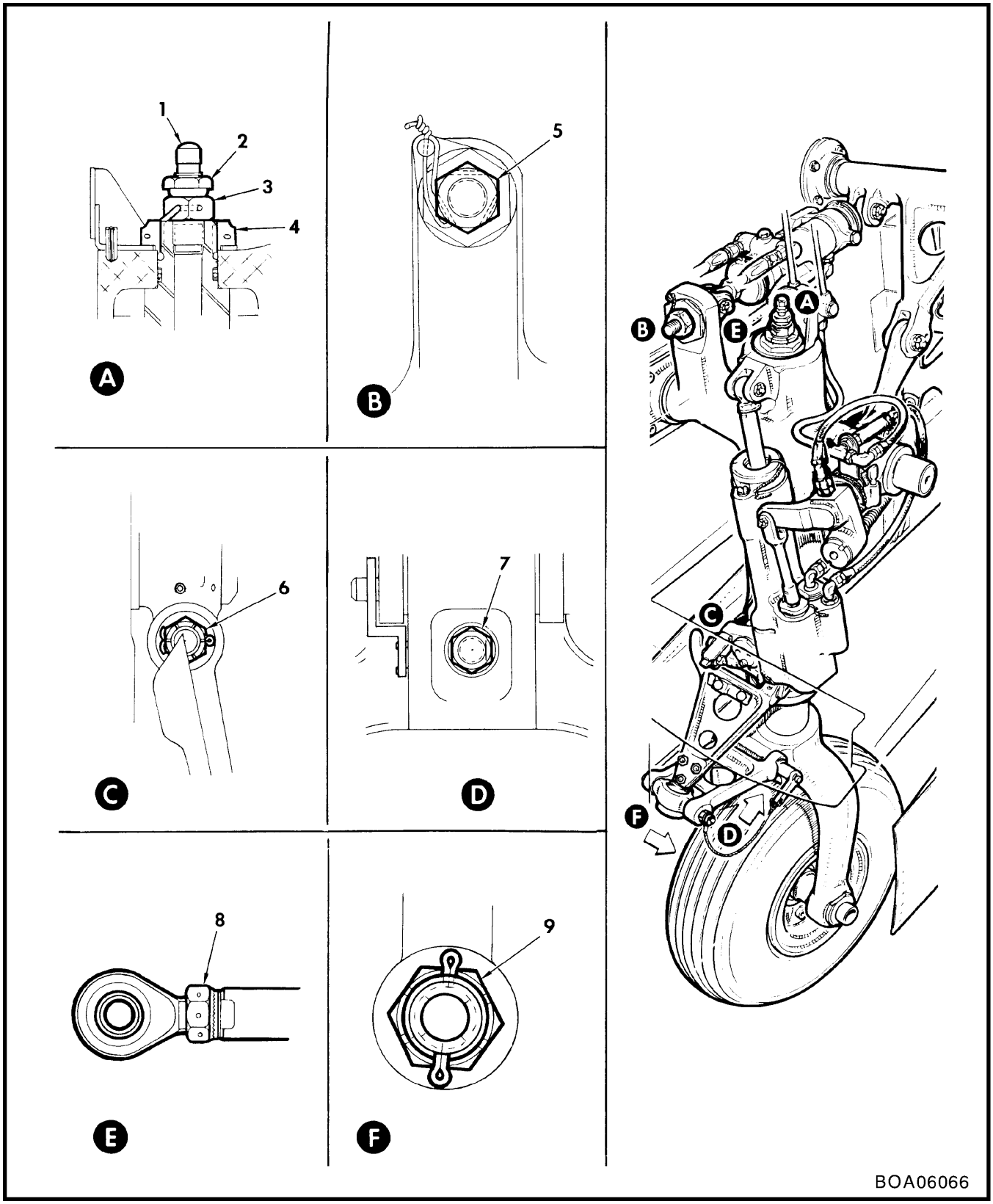


Figure 6-4-22 (Sheet 1 of 2) Nose Gear Special Torque Values
Figure 6-4-22 (feuille 1 de 2) Couples de serrage spéciaux du train avant

Index No.	Nomenclature	Torque to	
		N•m	inch-pounds
1	Cap nut - charging valve	2.26	20
		Extreme finger tightness	
2	Nut, swivel, 19.05 mm (3/4 inch) - charging valve	5.6 to 8.0	50 to 70
3	Nut, base, 19.05 mm (3/4 inch) - charging valve	11 to 12	100 to 110
4	Retaining nut - upper	51 to 62	450 to 550
5	Nut - eccentric fork-end	68 to 81	600 to 720
6	Nut - upper toggle link	11 to 23	100 to 200
7	Nut - piston tube and fork bolt	45	400
8	Locknut - nose actuator piston-rod	20 to 25	180 to 220
9	Retaining nut - nose wheel	14 pre-torque Back off one turn and re-torque to 5.6 to 8.0	120 pre-torque Back off one turn and re-torque to 50 to 70

Repère	Désignation	Serrer à	
		N•m	lb•po
1	Écrou capuchon - valve de gonflage	2.26	20
		Serrer au maximum à la main	
2	Écrou pivot, 19.05 mm (3/4 po) - valve de gonflage	5.6 à 8.0	50 à 70
3	Écrou de base, 19.05 mm (3/4 po) - valve de gonflage	11 à 12	100 à 110
4	Écrou de retenue supérieur	51 à 62	450 à 550
5	Écrou - chape excentrique	68 à 81	600 à 720
6	Écrou - liaison articulée supérieure	11 à 23	100 à 200
7	Écrou - tube de piston et boulon de chape	45	400
8	Contre-écrou - tige de piston de vérin de train avant	20 à 25	180 à 220
9	Écrou de retenue - roue de train avant	Pré-serrage à 14 Desserrer d'un tour et resserrer à un couple de 5.6 à 8.0	Pré-serrage à 120 Desserrer d'un tour et resserrer à un couple de 50 à 70

BOA06067

Figure 6-4-22 (Sheet 2 of 2) Nose Gear Special Torque Values
Figure 6-4-22 (feuille 2 de 2) Couples de serrage spéciaux du train avant

n. Note pressure required to open main wheel doors 2758 kPa (400 psi) maximum. Return pressure to zero.

NOTE

The audio warning may be silenced by operation of the AUDIO WARNING OVERRIDE switch located adjacent to the control lever.

o. Remove ground safety pins and slowly increase pressure and note pressure at which each gear unlocks 4137 kPa (600 psi) maximum. Check that gear position indicators show barber pole.

p. Increase pressure to lock gear up. Note pressure required to lock each gear 7929 kPa (1150 psi) maximum. Reduce pressure to zero. Check that gear position indicators show UP.

q. Increase pressure to close main gear doors and note pressure required to lock doors up 2758 kPa (400 psi) minimum, 6895 kPa (1000 psi) maximum. Check that red lights in landing gear selector handle and on instructor instrument panel extinguishes. Reduce pressure to zero.

r. Move landing gear control handle to DOWN position. Increase pressure to open main wheel doors. Note pressure required 4137 kPa (600 psi) maximum. Reduce pressure to zero.

s. Slowly increase pressure to unlock gear uplocks. Note pressure required 4137 kPa (600 psi) maximum. Check that indicators show barber pole. Reduce pressure to zero.

(1) Increase pressure to lock gear down and note pressure required to lock each gear down 4137 kPa (600 psi) maximum. Check that gear indicators show wheels and that red lights in landing gear control lever and on instructor instrument panel

n. Noter que la pression requise pour ouvrir les trappes de train principal est de 2758 kPa (400 lb/po^2) maximum. Ramener la pression à zéro.

NOTA

On peut couper l'alarme sonore en actionnant l'interrupteur AUDIO WARNING OVERRIDE situé à côté du levier de commande.

o. Enlever les goupilles de sécurité au sol et augmenter lentement la pression, en notant que la pression à laquelle chaque atterrisseur se déverrouille est de 4137 kPa (600 lb/po^2) maximum. Vérifier que les indicateurs de position de train affichent les bandes diagonales.

p. Augmenter la pression pour verrouiller le train en position rentrée. Noter que la pression requise pour verrouiller chaque atterrisseur est de 7929 kPa (1150 lb/po^2) maximum. Ramener la pression à zéro. Vérifier que les indicateurs de position de train affichent le drapeau UP.

q. Augmenter la pression pour fermer les trappes de train principal. Noter que la pression requise pour verrouiller les trappes en position fermée est de 2758 kPa (400 lb/po^2) minimum, et de 6895 kPa (1000 lb/po^2) maximum. Vérifier que les voyants rouges sur la poignée de sélection de train d'atterrissage et sur le tableau de bord de l'instructeur s'éteignent. Ramener la pression à zéro.

r. Mettre le levier de commande du train d'atterrissage sur DOWN. Augmenter la pression pour ouvrir les trappes de train principal. Noter que la pression requise est de 4137 kPa (600 lb/po^2) maximum. Ramener la pression à zéro.

s. Augmenter lentement la pression pour dégager les verrous de position rentrée de train.Noter que la pression requise est de 4137 kPa (600 lb/po^2) maximum. Vérifier que les indicateurs affichent les bandes diagonales. Ramener la pression à zéro.

(1) Augmenter la pression pour verrouiller le train en position sortie, et noter que la pression requise pour verrouiller chaque atterrisseur en position sortie est de 4137 kPa (600 lb/po^2) maximum. Vérifier que les indicateurs de position de train

extinguishes. Reduce pressure to zero.

(2) Increase pressure to close main gear doors and note pressure required to lock doors up 2758 kPa (400 psi) minimum, 5516 kPa (800 psi) maximum.

(3) If above checks reveal discrepancies in door closing pressures, carry out following checks:

(a) Manually close main landing gear door uplocks and mark position of slider. Open uplocks.

(b) With gear selected DOWN and ground servicing switch in normal, close main gear doors and note pressure required to close and lock main gear doors by visually noting position of slider in relation to mark made in Step s (3) (a) 2758 kPa (400 psi) minimum, 5516 kPa (800 psi) maximum.

(c) Open doors by selecting ground servicing switch in LH wheel well to OPEN. Return switch to normal.

(d) Disconnect leg door link rod and tape link rod to leg.

(e) Select UP on landing gear control handle and retract and lock gear up. Reduce pressure to zero.

(f) Gradually increase pressure to close main gear doors. Pressure should read same as noted in Step s (3) (b). Check that red light in gear selector handle extinguishes.

(g) Lower gear, reconnect leg door and repeat Step q.

affichent les symboles de roue et que les voyants rouges sur le levier de commande de train d'atterrissage et sur le tableau de bord de l'instructeur s'éteignent. Ramener la pression à zéro.

(2) Augmenter la pression pour fermer les trappes de train principal, et noter que la pression requise pour verrouiller les trappes en position fermée est de 2758 kPa (400 lb/po^2) minimum et de 5516 kPa (800 lb/po^2) maximum.

(3) Si les vérifications précédentes indiquent des écarts dans les pressions de fermeture des trappes, effectuer les vérifications suivantes :

(a) Fermer manuellement les verrous de trappe fermée de train principal, et marquer la position du coulisseau. Ouvrir les verrous de trappe fermée.

(b) Avec le sélecteur sur DOWN et l'interrupteur d'entretien au sol en position normale, fermer les trappes de train principal, et noter la pression requise pour fermer et verrouiller les trappes de train principal en déterminant visuellement la position du coulisseau par rapport au repère établi à l'étape s (3) (a) 2758 kPa (400 lb/po^2) minimum et de 5516 kPa (800 lb/po^2) maximum.

(c) Ouvrir les trappes en mettant l'interrupteur d'entretien au sol du logement de roue gauche sur OPEN. Remettre l'interrupteur en position normale.

(d) Détacher la tringle de trappe de jambe et la fixer avec du ruban adhésif à la jambe.

(e) Mettre le levier de commande de train sur UP, puis rentrer et verrouiller le train. Ramener la pression à zéro.

(f) Augmenter graduellement la pression pour fermer les trappes de train principal. La pression devrait être la même qu'à l'étape s (3) (b). Vérifier que le voyant rouge sur la poignée de commande de train s'éteint.

(g) Redescendre le train, raccorder la trappe de jambe, et répéter l'étape q.

t. Check the sequence switch as follows:

(1) Install gear safety pins in two of the landing gears.

(2) Use handpump to partially retract the remaining gear so that a suitable bolt may be inserted in the lower drag link and side stay to prevent extension of the gear.

(3) Select landing gear DOWN and set the door servicing switch in the LH wheel well to CLOSE.

(4) Apply up to 5516 kPa (800 psi) pressure with handpump. The gear doors should not close. (If the doors close, the sequence switch in the gear being tested is unserviceable.)

(5) Repeat test on remaining gears.

u. During the operation of a gear, check the following:

(1) Gear timing when selected to locked position UP or DOWN shall be 5 to 8 seconds.

(2) Operation shall be smooth, doors shall close correctly and without binding.

CAUTION

During gear operation, particular attention should be paid to clearances between brake lines on main gear legs and adjacent structure. If necessary, check clearance with the aid of Plasticine.

(3) Unless stipulated otherwise (see Step (6)), there shall be a clearance of at least 2.54 mm (0.10 in.) between any part of a gear and the structure, piping, etc, with hydraulic pressure both on and off.

t. Vérifier le contacteur séquentiel comme suit :

(1) Poser les goupilles de sécurité au sol dans deux des atterrisseurs.

(2) Utiliser la pompe à main pour rentrer partiellement le train restant de façon à pouvoir introduire un boulon approprié dans le bras inférieur des contrefiches longitudinale et latérale pour empêcher la sortie du train.

(3) Mettre la commande de train sur DOWN et mettre l'interrupteur d'entretien au sol du logement de roue gauche sur CLOSE.

(4) Appliquer une pression de 5516 kPa (800 lb/po^2) maximum avec la pompe à main. Les trappes de train ne devraient pas se fermer. (Si les trappes se ferment, le contacteur séquentiel dans le train faisant l'objet de l'essai est hors d'état de fonctionnement.)

(5) Répéter l'essai pour les autres atterrisseurs.

u. Pendant le fonctionnement d'un train, vérifier les conditions suivantes :

(1) Le temps de verrouillage du train à partir du moment où on sélecte la position UP ou DOWN doit être de 5 à 8 secondes.

(2) Le fonctionnement doit être uniforme et les portes doivent se fermer correctement sans coincer.

ATTENTION

Pendant le fonctionnement du train, faire particulièrement attention aux dégagements entre les conduites de frein sur les jambes de train principal et la structure voisine. Au besoin, vérifier le dégagement avec de la pâte à modeler.

(3) Sauf indication contraire (voir étape (6)), il doit y avoir un dégagement d'au moins 2.54 mm (0.10 po) entre toute partie du train et la structure, la tuyauterie, etc, avec et sans application de la pression.

(4) Gear and door locks shall hold gear and doors in locked up and down position when hydraulic pressure is released.

(5) Clearance around main gear tire shall be at least 19 mm (3/4 in.), and around nose gear tire at least 12.7 mm (1/2 in.).

NOTE

If a main wheel tire bears against the stop plate (see Modification EO 05-195A-6A/309), or clearance between the tire and stop plate is minimal, it indicates that the shock strut is under-extended and requires servicing.

(6) Clearances between the following components shall be within limits stipulated below:

(a) Fork-end of door link and leg with gear retracted 0.635 mm (0.025 in.) minimum.

(b) Structure and leg with gear retracted and extended 1.52 mm (0.060 in.) minimum.

(c) Actuator switch body and drag link 1.27 mm (0.050 in.) minimum.

(d) Actuator end cap (microswitch end) and neck of drag link with gear retracted 0.635 mm (0.025 in.) minimum.

(e) Leg and edge of spar cap with gear retracted 1.52 mm (0.060 in.) minimum.

(f) Nose gear actuator microswitch cover and leg with gear retracted or extended 1.27 mm (0.050 in.) minimum.

(g) Swivel arm mounting bracket at top of nose leg and swivel 0.381 mm (0.015 in.) minimum.

(h) Leg and reinforcing rib at top of nacelle structure with nose gear retracted 1.27 mm (0.050 in.) minimum.

(4) Les verrous de train et de trappe doivent maintenir le train en position rentrée ou sortie et les trappes en position fermée ou ouverte quand la pression hydraulique est relâchée.

(5) Le dégagement autour des pneus doit être d'au moins 19 mm (3/4 po) pour le train principal et d'au moins 12.7 mm (1/2 po) pour le train avant.

NOTA

Si un pneu de train principal repose contre la plaque de butée (voir Modification EO 05-195A-6A/309) ou si le dégagement entre le pneu et la plaque de butée est minimale, ceci indique que la jambe à amortisseur n'est pas assez sortie et doit faire l'objet d'un entretien.

(6) Les dégagements entre les éléments suivants doivent être dans les limites stipulées ci-dessous :

(a) Embout à chape de tringle de trappe et jambe avec atterrisseur rentré : 0.635 mm (0.025 po) minimum.

(b) Structure et jambe avec atterrisseur rentré et sorti : 1.52 mm (0.060 po) minimum.

(c) Corps du contacteur de vérin et contrefiche longitudinale : 1.27 mm (0.050 po) minimum.

(d) Capuchon d'extrémité de vérin (extrémité du microcontact) et col de la contrefiche longitudinale avec atterrisseur rentré : 0.635 mm (0.025 po) minimum.

(e) Jambe et bord de la semelle du longeron avec atterrisseur rentré : 1.52 mm (0.060 po) minimum.

(f) Capuchon du microcontact de vérin de train avant et jambe avec atterrisseur rentré ou sorti : 1.27 mm (0.050 po) minimum.

(g) Ferrure de fixation du bras pivotant au sommet de la jambe de train avant et pivot : 0.381 mm (0.015 po) minimum.

(h) Jambe et nervure de renfort au sommet de la structure du fuseau avec train avant rentré : 1.27 mm (0.050 po) minimum.

v. Remove ground safety locking pins. Operate landing gear and check time taken to retract landing gear, including closing of main wheel doors. This should take 5 to 8 seconds.

w. Check time taken to extend landing gear, including closing of main wheel doors. This should take 5 to 8 seconds.

x. Retract landing gear. Disperse residual hydraulic pressure (see C-12-114-0B0/MF-001). Pull out L.G. HAND PUMP SELECT handle and operate hand pump to lower landing gear. Check that gear lowers within 25 strokes of hand pump.

NOTE

With the test stand switched off, the load required to pull out the L.G. HAND PUMP SELECT handle should not exceed the figure detailed in Paragraph 60.

y. Connect a 0 to 13 790 kPa (0 to 2000 psi) pressure gauge at a convenient location in landing gear emergency circuit.

z. Operate hand pump to build up pressure in circuit to 10 342 kPa (1500 psi). After 10 minutes, check pressure gauge, which should indicate that pressure has not fallen below 345 kPa (50 psi).

NOTE

Subject to no external leakage, a reading below 345 kPa (50 psi) indicates excessive internal leakage in one or more components in the circuit. In such cases, take the necessary rectification action and recheck.

aa. Remove pressure gauge.

ab. On completion, push handle in ensuring that load required does not exceed the figure detailed in Paragraph 60. Reposition component shuttle valves to normal position by pressurizing hydraulic power system with landing gear control lever in DOWN position.

v. Enlever les goupilles de sécurité au sol. Faire fonctionner le train d'atterrissage et vérifier le temps nécessaire pour rentrer le train, incluant le temps de fermeture des trappes de train principal. Celui-ci devrait être de 5 à 8 secondes.

w. Vérifier le temps nécessaire pour sortir le train, incluant le temps de fermeture des trappes de train principal. Celui-ci devrait être de 5 à 8 secondes.

x. Rentrer le train d'atterrissage. Éliminer la pression hydraulique résiduelle (voir C-12-114-0B0/MF-001). Tirer la poignée L.G. HAND PUMP SELECT et utiliser la pompe à main pour sortir le train d'atterrissage. Vérifier que le train sort en un maximum de 25 tours de pompe à main.

NOTA

Avec le banc d'essai arrêté, la force requise pour tirer la poignée L.G. HAND PUMP SELECT ne devrait pas dépasser la valeur donnée au paragraphe 60.

y. Brancher un manomètre étalonné de 0 à 13 790 kPa (0 à 2000 lb/po^2) en un point pratique du circuit de secours du train d'atterrissage.

z. Utiliser la pompe à main pour obtenir une pression de 10 342 kPa (1500 lb/po^2) dans le circuit. Au bout de 10 minutes, vérifier que la pression indiquée par le manomètre n'est pas descendue au-dessous de 345 kPa (50 lb/po^2).

NOTA

S'il n'y a pas de fuite externe, une indication inférieure à 345 kPa (50 lb/po^2) indique une fuite interne excessive dans un ou plusieurs éléments du circuit. Dans ce cas, faire les réparations nécessaires, puis vérifier de nouveau.

aa. Enlever le manomètre.

ab. À la fin, enfoncer la poignée en s'assurant que la force requise ne dépasse pas la valeur donnée au paragraphe 60. Remettre les clapets-navettes des éléments en position normale en mettant en pression le circuit d'alimentation hydraulique avec le levier de commande de train d'atterrissage sur DOWN.

ac. Check landing gear uplock safety circuit as follows:

(1) Select landing gear up and advance throttle until audible warning buzzer is cut out. Check that landing gear position indicators display UP and that the warning lights are extinguished.

(2) Set MASTER switch to OFF.

(3) Open cockpit circuit-breaker panel and disconnect wire G26B20 from LANDING GEAR CONTROL circuit-breaker. Secure circuit-breaker panel and the disconnected wire.

(4) Set MASTER switch to GRD PWR.

(5) Check that warning lights are illuminated and that the main landing gear doors are closed.

(6) Set MASTER switch to OFF and connect wire G26B20 to LANDING GEAR CONTROL circuit-breaker. Secure circuit-breaker panel.

(7) Set MASTER switch to GRD PWR. Check that warning lights are extinguished and that the position indicators display UP.

(8) Select landing gear DOWN.

ad. Test operation of instructor LDG GEAR UP SELECTION override switch as follows:

CAUTION

Do not press the red downlock override button located immediately above the landing gear control lever, as this will negate the test.

(1) Set LDG GEAR UP SELECTION override switch to OFF.

(2) Check that landing gear control lever cannot be moved from DOWN position.

ac. Vérifier le circuit de freinage du verrou de position rentrée de train comme suit :

(1) Sélecter le train en position rentrée et avancer la manette de poussée jusqu'à ce que l'alarme sonore soit coupée. Vérifier que les indicateurs de position de train affichent le drapeau UP et que les voyants d'alarme sont éteints.

(2) Mettre l'interrupteur MASTER sur OFF.

(3) Ouvrir le panneau disjoncteurs du poste de pilotage et débrancher le fil G26B20 au disjoncteur LANDING GEAR CONTROL. Fixer le panneau disjoncteurs et le fil débranché.

(4) Mettre l'interrupteur MASTER sur GRD PWR.

(5) Vérifier que les voyants d'alarme sont allumés et que les trappes de train principal sont fermées.

(6) Mettre l'interrupteur MASTER sur OFF et brancher le fil G26B20 au disjoncteur LANDING GEAR CONTROL. Fixer le panneau disjoncteurs.

(7) Mettre l'interrupteur MASTER sur GRD PWR. Vérifier que les voyants d'alarme sont éteints et que les indicateurs de position affichent le drapeau UP.

(8) Sélecter le train d'atterrissage en position DOWN.

ad. Vérifier le fonctionnement de l'interrupteur LDG GEAR UP SELECTION de l'instructeur comme suit :

ATTENTION

Ne pas enfoncer le bouton rouge de surpassement de verrou de position sortie situé immédiatement au-dessus du levier de commande de train d'atterrissage, car ceci annulerait l'essai.

(1) Mettre l'interrupteur de surpassement LDG GEAR UP SELECTION sur OFF.

(2) Vérifier que le levier de commande de train d'atterrissage ne peut être déplacé de la position DOWN.

(3) Set LDG GEAR UP SELECTION override switch to NORM.

(4) Check that landing gear control lever can be moved to UP position.

(5) Lower landing gear.

ae. Test operation of wheel doors ground service switch as follows:

(1) Set wheel doors ground service switch to OPEN and check that main wheel doors open.

(2) Set wheel doors ground service switch to CLOSE and check that main wheel doors close.

af. Check that landing gear control lever is in DOWN position and MASTER switch is set to GRD PWR. Apply system maximum hydraulic pressure to down lines and check that gears show down and locked.

ag. Install ground safety locking pins. Disconnect hydraulic test stand and remove ground power.

ah. Lower aircraft to ground and remove jacking equipment (see C-12-114-000/MF-001).

ADJUSTMENTS

MAIN GEAR UPLOCK AND DOOR UPLOCK MICROSWITCH

56. Proceed as follows:

CAUTION

The main gear downlock microswitches are set on the actuator and shall not be readjusted.

a. With uplock in closed position and removed from aircraft, connect a continuity checker across door uplock microswitch wires 1 and 3. For uplock assembly removal procedure, see Paragraph 9.

(3) Mettre l'interrupteur de surpassement LDG GEAR UP SELECTION sur NORM.

(4) Vérifier que le levier de commande de train d'atterrissage peut être amené sur UP.

(5) Sortir le train d'atterrissage.

ae. Vérifier le fonctionnement de l'interrupteur d'entretien au sol des trappes de roue comme suit :

(1) Mettre l'interrupteur d'entretien au sol des trappes de roue sur OPEN et vérifier que les trappes du train principal s'ouvrent.

(2) Mettre l'interrupteur d'entretien au sol des trappes de roue sur CLOSE et vérifier que les trappes de train principal se ferment.

af. Vérifier que le levier de commande de train d'atterrissage est sur DOWN et que l'interrupteur MASTER est sur GRD PWR. Appliquer la pression hydraulique maximale du circuit aux conduites de sortie du train et vérifier que les indicateurs donnent les atterrisseurs sortis et verrouillés.

ag. Mettre en place les goupilles de sécurité au sol. Débrancher le banc d'essai hydraulique et couper l'alimentation électrique de parc.

ah. Redescendre l'avion au sol et enlever l'équipement de levage (voir C-12-114-000/MF-001).

RÉGLAGES

MICROCONTACTS DE VERROU DE POSITION RENTRÉE DE TRAIN PRINCIPAL ET DE VERROU DE TRAPPE FERMÉE

56. Procéder comme suit :

ATTENTION

Les microcontacts de verrou de position sortie du train principal sont réglés sur le vérin et ne doivent pas être réglés de nouveau.

a. Avec le verrou en position fermée et déposé de l'avion, brancher un contrôleur de continuité entre les fils 1 et 3 du microcontact de verrou de trappe fermée. Pour la méthode de dépose du verrou, voir le paragraphe 9.

b. Adjust microswitch to obtain the specified clearance between cam and microswitch roller (see Figure 6-4-5). Check that continuity is not indicated.

c. Ensure that microswitch actuating roller is parallel with cam surface.

NOTE

Slight switch rotation may be necessary to achieve roller position as lockring limits roller mounting to 45 degree increments.

MAIN GEAR DOOR DOWNLOCK MICROSWITCH

57. Proceed as follows:

a. With main gear doors in locked down position, connect a continuity checker across terminals 1 and 2 of TB20 for LH main gear door and terminals 1 and 2 of TB28 for RH main gear door.

b. Loosen locknut and adjust microswitch until microswitch roller just contacts cam. Check that continuity is indicated.

c. Adjust microswitch an additional one-half turn overtravel and tighten locknut.

d. Break door downlock and check that continuity is not indicated.

e. Ensure that microswitch roller is parallel with cam surface.

MAIN GEAR WEIGHT SWITCH

58. Proceed as follows:

a. Jack and steady aircraft (see C-12-114-000/MF-001). Disconnect plug P16G in LH wheel well and connect a continuity checker across pins E and D of plug P16G.

b. Régler le microcontact pour obtenir le dégagement prescrit entre la came et le galet du microcontact (voir figure 6-4-5). Vérifier que le contrôleur indique qu'il n'y a pas continuité du circuit.

c. S'assurer que le galet de commande du microcontact est parallèle à la surface de la came.

NOTA

Une légère rotation du contacteur peut être nécessaire pour amener le galet en position, car la bague de verrouillage limite la fixation du galet à des incréments de 45 degrés.

MICROCONTACT DE TRAPPE FERMÉE DE TRAIN PRINCIPAL

57. Procéder comme suit :

a. Avec les trappes de train principal verrouillées en position ouverte, brancher un contrôleur de continuité entre les bornes 1 et 2 de TB20, pour la trappe gauche du train principal, et entre les bornes 1 et 2 de TB28, pour la trappe droite du train principal.

b. Desserrer le contre-écrou et régler le microcontact jusqu'à ce que son galet touche juste la came. Vérifier que le contrôleur indique qu'il y a continuité du circuit.

c. Régler le microcontact d'un demi-tour de course supplémentaire et serrer le contre-écrou.

d. Dégager le verrou de trappe ouverte et vérifier qu'il n'y a pas continuité du circuit.

e. S'assurer que le galet du microcontact est parallèle à la surface de la came.

CONTACTEUR DE RÉFÉRENCE AIR-SOL DE TRAIN PRINCIPAL

58. Procéder comme suit :

a. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001). Débrancher la fiche P16G dans le logement de roue gauche et brancher un contrôleur de continuité entre les broches E et D de la fiche P16G.

b. With leg fully extended, loosen locknut and adjust switch until microswitch roller just contacts cam. Check that continuity is indicated.

c. Adjust switch an additional one-half turn overtravel and tighten locknut.

d. Compress leg between 12.7 and 19.05 mm (0.50 and 0.75 in.) and check that continuity is not indicated.

e. Extend leg and check that continuity is indicated.

f. Ensure that switch-actuating roller is parallel with cam.

g. To adjust RH main gear weight switch, repeat Steps a through e, except connect continuity checker across pins E and D of plug P6G in RH wheel well.

NOSE GEAR WEIGHT SWITCH

59. Proceed as follows:

CAUTION

The nose gear downlock and uplock microswitches are set on the actuator and shall not be readjusted.

a. Jack and steady the aircraft (see C-12-114-000/MF-001). Disconnect nose wheel steering shut-off valve electrical connector (P11G) in trough and connect a continuity checker across pin B and aircraft ground.

b. Compress nose gear 25.4 mm (1.0 in.).

c. Ensure that switch actuating roller is correctly aligned with cam surface. If necessary, loosen the clamps retaining switch bracket on leg, reposition bracket around periphery of leg and tighten bracket in position.

d. Loosen locknut and adjust weight switch until continuity is indicated across pin B and ground. Tighten locknut.

b. Avec la jambe entièrement sortie, desserrer le contre-écrou et régler le contacteur jusqu'à ce que le galet du microcontact touche juste la came. Vérifier qu'il y a continuité.

c. Régler le contacteur d'un demi-tour de course supplémentaire et serrer le contre-écrou.

d. Comprimer la jambe entre 12.7 et 19.05 mm (0.50 et 0.75 po) et vérifier qu'il n'y a pas continuité.

e. Sortir la jambe et vérifier qu'il y a continuité.

f. S'assurer que le galet de commande du contacteur est parallèle à la came.

g. Pour régler le contacteur de référence air-sol de train principal droit, répéter les étapes a à e, en branchant plutôt le contrôleur de continuité entre les broches E et D de la fiche P6G du logement de roue droite.

CONTACTEUR DE RÉFÉRENCE AIR-SOL DE TRAIN AVANT

59. Procéder comme suit :

ATTENTION

|Les microcontacts de verrou de trappe rentrée et de trappe ouverte de train avant sont réglés sur le vérin et ne doivent pas être réglés de nouveau.

a. Lever et stabiliser l'avion (voir C-12-114-000/MF-001). Débrancher le connecteur électrique (P11G) du robinet sélecteur d'orientation de train avant dans le chemin de câbles et brancher le contrôleur de continuité entre la broche B et la masse de l'avion.

b. Comprimer le train avant de 25.4 mm (1.0 po).

c. S'assurer que le galet de commande du contacteur est bien aligné avec la surface de la came. Au besoin, desserrer les colliers fixant le support du contacteur sur la jambe, repositionner le support sur la périphérie de la jambe et le serrer en position.

d. Desserrer le contre-écrou et régler le contacteur de référence air-sol jusqu'à ce qu'il y ait continuité entre la broche B et la masse. Serrer le contre-écrou.

e. Extend and then compress leg and check that continuity checker indicates when leg is compressed 25.4 ±6.35 mm (1.0 ±0.25 in.) and remains off when leg is fully extended.

f. Lower aircraft to ground (see C-12-114-000/MF-001) and remove jacking equipment.

HAND PUMP SELECTOR VALVE CONTROL

60. Proceed as follows (see Figure 6-4-23):

a. Remove cotter pin, nut, washer and bolt securing telescopic unit to selector valve lever.

b. Move lever to normal system position and check that over-centre spring holds lever against valve internal stop.

c. Ensuring telescopic unit is held clear of lever and otherwise has free passage, push control handle to cockpit fully in.

WARNING

Ensure bolt is installed with head inboard to prevent fouling with elevator control.

d. Pull on control handle until slack in detent is taken up. Adjust telescopic unit to provide a drop fit for bolt attaching telescopic unit to valve lever. Install bolt, washer, nut and cotter pin.

NOTES

1. If Teleflex cable requires trimming to meet adjustment requirements, ensure that no metal chips can enter conduit or telescopic unit. Verify by inspection hole that cable is safely engaged.

2. Ensure 2.27 mm (0.090 in.) clearance exists between bolt head and control column fork assembly rear stop lug.

e. Sortir puis comprimer la jambe, et vérifier que le contrôleur de continuité donne une indication quand la jambe est comprimée de 25.4 ±6.35 mm (1.0 ±0.25 po) et reste éteint quand la jambe est complètement sortie.

f. Redescendre l'avion au sol (voir C-12-114-000/MF-001) et enlever l'équipement de levage.

COMMANDE DU ROBINET SÉLECTEUR DE POMPE À MAIN

60. Procéder comme suit (voir figure 6-4-23) :

a. Enlever la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon retenant l'unité télescopique au levier du robinet sélecteur.

b. Amener le levier à la position normale du circuit et vérifier que le ressort de verrouillage décentré maintient le levier contre la butée interne du robinet.

c. S'assurer que l'unité télescopique est maintenue hors de la zone du levier et ne rencontre pas d'obstacle sur son passage, puis pousser à fond le levier de commande dans le poste de pilotage.

AVERTISSEMENT

S'assurer que le boulon est posé avec la tête vers l'intérieur pour empêcher qu'elle ne gêne la commande de profondeur.

d. Tirer la poignée de commande jusqu'à ce que le jeu au cran soit rattrapé. Régler l'unité télescopique pour obtenir un ajustement libre du boulon retenant l'unité télescopique au levier du robinet. Poser le boulon, la rondelle, l'écrou et la goupille fendue.

NOTA

1. Si le câble Téléflex doit être raccourci pour répondre aux besoins du réglage, s'assurer qu'aucune particule métallique ne peut pénétrer dans le conduit ou dans l'unité télescopique. Vérifier par le trou de visite que le câble est bien engagé.

2. S'assurer qu'il y a un dégagement de 2.27 mm (0.090 po) entre la tête du boulon et la patte de butée arrière de la chape du manche de commande.

e. Pull control handle fully out until rotary selector valve internal stop (emergency position) prevents further movement. Release handle and check that over-centre spring retains valve in this position.

f. Energize dc essential bus (see C-12-114-000/MF-001). Connect a continuity tester at the normally closed and common contacts of emergency hydraulic landing gear cut-out switch.

g. Check alignment of switch-operating leaf and valve lever cam face. Adjust switch position, by means of additional washers between switch and mounting structure at each screw position, to obtain contact between complete width of switch-operating leaf and lever cam face.

h. Adjust switch position towards lever cam face until light illuminates. Adjust further to obtain leaf spring overtravel of 0.508 mm (0.02 in.) minimum and secure in this position.

i. Recheck control and switch operation.

j. Using a force indicator, check that force required to push control handle in is 111 ±22 newtons (25 ±5 lb). Check that continuity tester light extinguishes. In pushed in (normal system) position, check that red painted portion of control handle rod does not show.

k. Check that load required to operate control handle from normal to emergency position (pulled out) is 111 ±22 newtons (25 ±5 lb).

l. Disconnect continuity tester. Leave control handle in normal (pushed in) position.

e. Tirer la poignée de commande à fond jusqu'à ce que la butée interne du robinet sélecteur rotatif (position secours) empêche tout mouvement. Relâcher la poignée et vérifier que le ressort de verrouillage décentré retient le robinet dans cette position.

f. Mettre sous tension le bus essentiel c.c. (voir C-12-114-000/MF-001). Brancher un contrôleur de continuité aux contacts normalement fermé et commun du rupteur de circuit hydraulique de secours du train d'atterrissage.

g. Vérifier l'alignement de la lame commandée par contacteur et de la face de la came du levier du robinet. Régler la position du contacteur en ajoutant des rondelles supplémentaires entre le contacteur et la structure de fixation à chaque position de vis, de façon à avoir un contact entre toute la largeur de la lame commandée par contacteur et la face de la came du levier.

h. Régler la position du contacteur vers la face de la came du levier jusqu'à ce que le voyant s'allume. Régler encore pour avoir une course supplémentaire du ressort à lame de 0.508 mm (0.02 po) minimum et fixer dans cette position.

i. Vérifier de nouveau la commande et le fonctionnement du contacteur.

j. Au moyen d'un dynamomètre, vérifier que la force requise pour enfoncer la poignée de commande est de 111 ±22 newtons (25 ±5 lb). Vérifier que le voyant du contrôleur de continuité s'éteint. En position enfoncée (circuit normal), vérifier que la partie peinte en rouge de la tige de la poignée de commande n'est pas visible.

k. Vérifier que la force nécessaire pour déplacer la poignée de commande de la position normale à la position secours (tirée) est de 111 ±22 newtons (25 ±5 lb).

l. Débrancher le contrôleur de continuité. Laisser la poignée de commande en position normale (enfoncée).

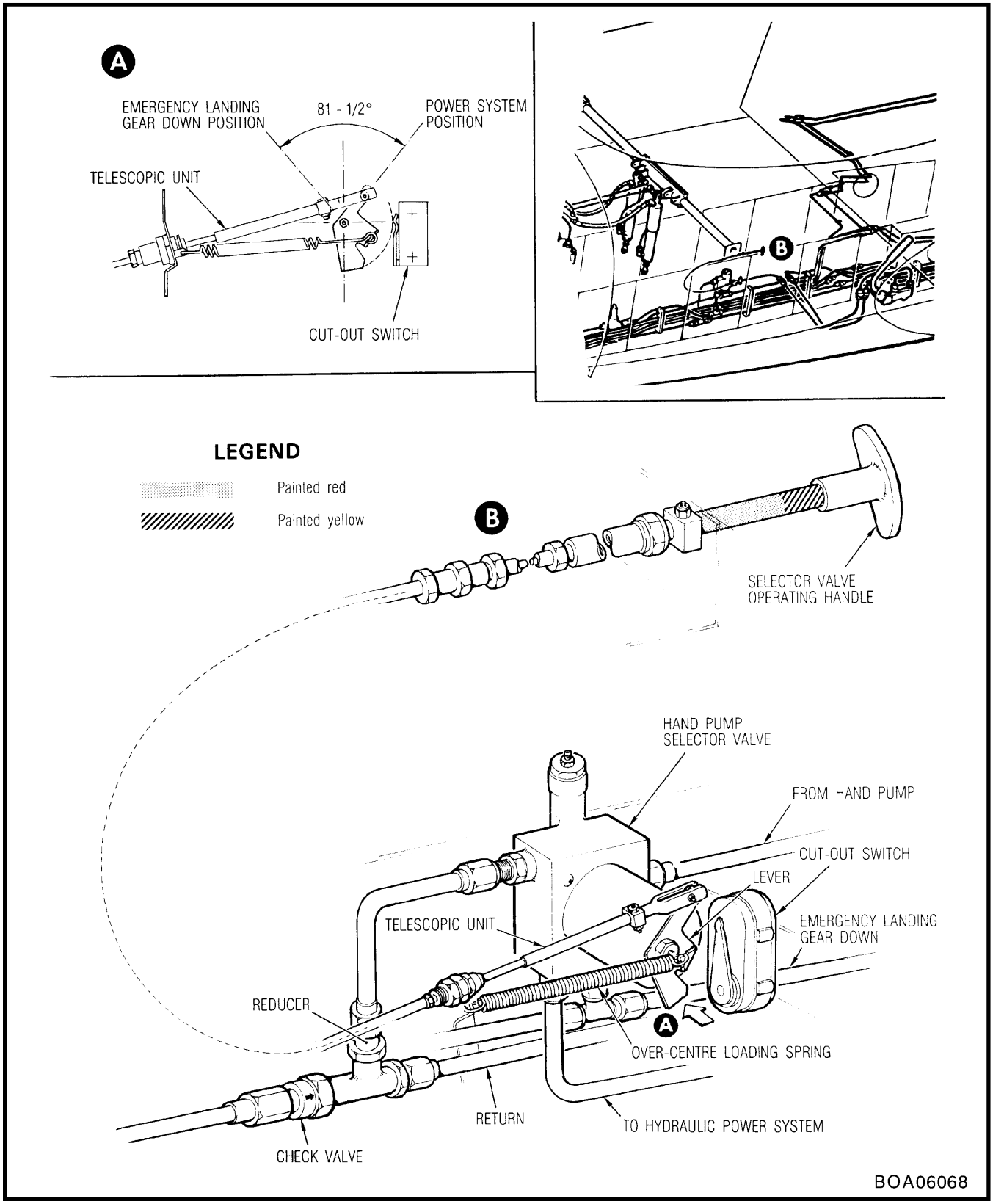


Figure 6-4-23 Hand Pump Hydraulic System

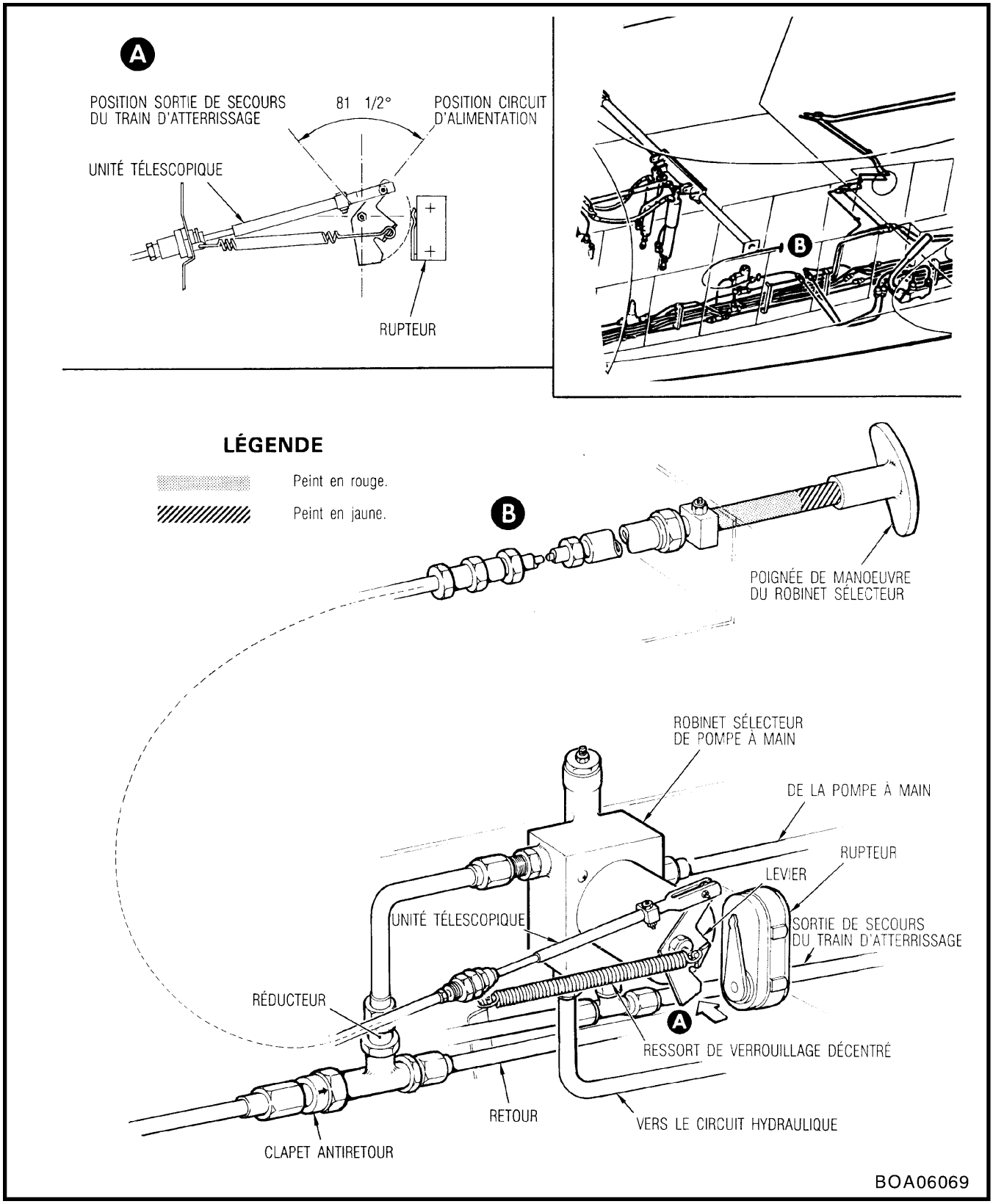


Figure 6-4-23 Circuit hydraulique de la pompe à main

SECTION 5

TROUBLESHOOTING

PROCEDURE

1. The more common faults and their remedies are listed. Faults in individual proprietary components are covered in the manufacturers publications. Troubleshoot the landing gear as follows:

SECTION 5

DÉPANNAGE

MÉTHODE

1. Les anomalies de fonctionnement les plus courantes et leurs solutions sont énumérées ci-dessous. Les anomalies des éléments individuels sont traitées dans la documentation des fabricants. Procéder au dépannage du train d'atterrissage comme suit :

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
1. Red light in landing gear selector handle remains on after UP selection and all gear indicators show UP, i.e., main gear doors not closing properly.	a. One or both main gear door uplocks misaligned and/or uplock eccentric pins out of adjustment.	Check door and door mechanism for damage, fit and alignment (see Section 4, Paragraph 15). Operate doors and check pressure required to close. Check fit and adjustment of eccentric pins. Check uplock operation and alignment (see Section 4, Paragraph 10).
	b. Door uplock microswitch malfunctioning or out of adjustment.	Install replacement microswitch and adjust as required (see Section 4, Paragraph 56).
	c. Leg door or leg door latch out of adjustment.	Check fit and adjustment of leg door and leg door latch mechanism (see Section 4, Paragraphs 15 and 17).
	d. Landing gear door selector unserviceable.	Install replacement selector valve.
	e. Landing gear uplock microswitches not completing circuit to sequence DOOR CLOSE.	Install replacement microswitch and adjust (see Section 4, Paragraph 56).
	f. Open circuit in door selector valve wiring.	Locate and correct fault.
	g. Faulty ground servicing switches or SW in OPEN position.	Move switch to proper position and/or install replacement switch.
	h. Interference between leg and leg door.	Adjust leg door (see Section 4, Paragraph 17).
	i. Improperly fitted door. Door actuator out of adjustment.	Rig door actuator (see Section 4, Paragraph 22).
	j. Back pressure in hydraulic system return lines.	Clean filters.

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
1. Le voyant rouge de la poignée de sélection du train d'atterrissage reste allumé après qu'on a sélecté la position UP et tous les indicateurs de position de train affichent le drapeau UP, ce qui signifie que les trappes de train principal ne sont pas bien fermées.	a. Mauvais alignement de l'un ou des deux verrous de trappe fermée de train principal et/ou déréglage des axes excentriques de verrou de trappe fermée.	Vérifier l'ajustage et l'alignement de la trappe et de son mécanisme, et voir s'il y a des dommages (voir Section 4, paragraphe 15). Manoeuvrer les trappes et vérifier la pression nécessaire pour la fermeture. Vérifier l'ajustage et le réglage des axes excentriques. Vérifier le fonctionnement et l'alignement du verrou de position rentrée (voir Section 4, paragraphe 10).
	b. Anomalie de fonctionnement ou déréglage du microcontact de verrou de trappe fermée.	Remplacer le microcontact et régler selon les besoins (voir Section 4, paragraphe 56).
	c. Déréglage de la trappe de jambe ou du verrou de trappe de jambe.	Vérifier l'ajustage et le réglage de la trappe de jambe et de son mécanisme de verrouillage (voir Section 4, paragraphes 15 et 17).
	d. Sélecteur de trappe de train hors d'usage.	Remplacer le robinet sélecteur.
	e. Les microcontacts de verrou de position rentrée de train d'atterrissage ne ferment pas le circuit pour compléter la phase DOOR CLOSE.	Remplacer le microcontact et régler (voir Section 4, paragraphe 56).
	f. Circuit ouvert dans le câblage du robinet sélecteur de trappe.	Repérer et corriger l'anomalie.
	g. Interrupteurs d'entretien au sol défectueux ou sur OPEN.	Mettre l'interrupteur en position appropriée et/ou remplacer l'interrupteur.
	h. Interférence entre la jambe et la trappe de jambe.	Régler la trappe de jambe (voir Section 4, paragraphe 17).
	i. Trappe mal ajustée. Déréglage du vérin de trappe.	Régler le vérin de trappe (voir Section 4, paragraphe 22).
	j. Contre-pression dans les conduites de retour du circuit hydraulique.	Nettoyer les filtres.

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
2. Red light in landing gear selector handle remains on after UP selection and one or both main gear position indicators show barber pole, i.e., MLG not locking up properly, MLG doors remain open.	a. Main gear uplock misaligned.	Adjust uplock (see Section 4, Paragraph 10).
	b. Main gear uplock microswitch out of adjustment.	Adjust uplock microswitch (see Section 4, Paragraph 56).
	c. Leg door link damaged or out of adjustment.	Install replacement link and/or adjust (see Section 4, Paragraph 17).
	d. Faulty check valve.	Install replacement main system check valve and flush system as required (see C-12-114-0B0/MF-001).
3. Red light in landing gear selector handle remains on after UP selection, and nose gear position shows barber pole, i.e., NLG not locking up properly.	a. Nose gear actuator out of adjustment.	Adjust nose gear actuator (see Section 4, Paragraph 41).
	b. Nose gear actuator microswitches out of adjustment.	Install replacement nose gear actuator (see Section 4, Paragraph 43).
	c. Doors out of adjustment.	Rig doors (see Section 4, Paragraph 48).
	d. Doors damaged or twisted.	Install replacement doors (see Section 4, Paragraph 48).
4. Red light in landing gear selector handle ON and nose gear indicator shows barber pole on the ground when MASTER switch is turned ON.	Faulty microswitch and/or actuator.	Install replacement actuator (see Section 4, Paragraph 43).
5. Red light in landing gear selector handle remains on occasionally or intermittently after UP selection or illuminates occasionally in flight.	a. Hydraulic system return filter contaminated. **NOTE** This snag may be accompanied by speed brakes indicating OPEN in flight when speed brake selector switch is placed in OFF position.	Install replacement filter elements and flush system (see C-12-114-0B0/MF-001).

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
2. Le voyant rouge de la poignée de sélection du train d'atterrissage reste allumé après qu'on a sélecté la position UP, et l'un ou les deux indicateurs de position de train principal affichent les bandes diagonales, ce qui signifie que le train principal n'est pas rentré et verrouillé et que les trappes de train principal restent ouvertes.	a. Mauvais alignement du verrou de position rentrée de train principal.	Régler le verrou de position rentrée (voir Section 4, paragraphe 10).
	b. Déréglage du microcontact de verrou de position rentrée de train principal.	Régler le microcontact de verrou de position rentrée (voir Section 4, paragraphe 56).
	c. Tringle de trappe de jambe endommagée ou déréglée.	Remplacer la tringle et/ou régler (voir Section 4, paragraphe 17).
	d. Clapet antiretour défectueux.	Remplacer le clapet antiretour du circuit principal et purger le circuit au besoin (voir C-12-114-0B0/MF-001).
3. Le voyant rouge de la poignée de sélection de train reste allumé après qu'on a sélecté la position UP, et l'indicateur de position de train avant montre les bandes diagonales, ce qui signifie que le train avant n'est pas bien rentré et verrouillé.	a. Vérin de train avant déréglé.	Régler le vérin de train avant (voir Section 4, paragraphe 41).
	b. Microcontacts de vérin de train avant déréglés.	Remplacer le vérin de train avant (voir Section 4, paragraphe 43).
	c. Trappes déréglées.	Régler les trappes (voir Section 4, paragraphe 48).
	d. Trappes endommagées ou gauchies.	Remplacer les trappes (voir Section 4, paragraphe 48).
4. Le voyant rouge de la poignée de sélection de train est allumé et l'indicateur de position de train avant montre les bandes diagonales quand l'avion est au sol et l'interrupteur MASTER sur ON.	Microcontact et/ou vérin défectueux.	Remplacer le vérin (voir Section 4, paragraphe 43).
5. Le voyant rouge de la poignée de sélection de train reste allumé de façon occasionnelle ou intermittente après qu'on a sélecté la position UP, ou s'allume occasionnellement en vol.	a. Le filtre de retour du circuit hydraulique est contaminé. **NOTA** Ce problème peut être accompagné d'une indication OPEN pour les aérofreins quand l'avion est en vol et que le sélecteur d'aérofreins quand l'avion est en vol et que le sélecteur d'aérofreins est sur OFF.	Remplacer les éléments de filtre et purger le circuit (C-12-114-0B0/MF-001).

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
5. (Cont)	b. Uplocks relay K2G loose, intermittent electrical fault.	Secure relay, trace fault, repair as necessary.
	c. Faulty selector valve.	Install replacement selector valve.
6. Red light in landing gear selector handle illuminates under G loads and gear indicator shows UP. **NOTE** This fault may be accompanied by damage to doors depending on airspeed. Check doors and doors mechanism brackets for signs of damage.	a. Marginal operation of MLG doors and/or MLG.	See Paragraph 1.
	b. Uplock relay K2G loose.	Secure relay.
	c. Intermittent electrical fault.	Trace fault and repair as necessary.
7. Red light in landing gear selector handle illuminates under G loads and one or more gear position indicators show barber pole.	a. Marginal operation of main or nose gear uplocks.	Install replacement MLG uplock or NLG actuator as required.
	b. Uplock microswitch unserviceable or out of adjustment.	Install replacement or adjust microswitch as required.
8. Main gear chatters just prior to locking up.	a. Microswitch out of adjustment.	Adjust microswitch (see Section 4, Paragraph 56).
	b. Wear in slot and clevis pin of uplock.	Install replacement uplock (see Section 4, Paragraph 10).
9. Main gear doors will not lock in flight until engine power is reduced below 90 per cent rpm.	Hydraulic reservoir air pressure regulator not regulating, causing hydraulic system return to be pressurized and preventing closure of main gear door uplocks.	Install replacement regulator and carry out a functional check of the system (see Section 4, Paragraph 55).

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
5. (suite)	b. Le relais de verrou de position rentrée K2G est mal fixé et présente un défaut électrique intermittent.	Fixer le relais, repérer l'anomalie, et réparer au besoin.
	c. Robinet sélecteur défectueux.	Remplacer le robinet sélecteur.
6. Le voyant rouge de la poignée de sélection de train s'allume sous l'effet de la force d'accélération et l'indicateur de position de train affiche le drapeau UP.	a. Fonctionnement marginal des trappes de train principal et/ou du train principal.	Voir paragraphe 1.
NOTA Ce probléme peut être accompagné de dommages aux trappes selon la vitesse aérodynamique. Vérifier s'il y a des dommages aux trappes et aux supports de mécanisme de trappe.	b. Relais de verrou de position rentrée K2G mal fixé.	Fixer le relais.
	c. Défaut électrique intermittent.	Repérer l'anomalie et réparer selon les besoins.
7. Le voyant rouge de la poignée de sélection de train s'allume sous l'effet de la force d'accélération, et un ou plusieurs indicateurs de position de train affichent les bandes diagonales.	a. Fonctionnement marginal des verrous de position rentrée de train avant ou de train principal.	Remplacer le verrou de position rentrée de train principal ou le vérin de train avant selon les besoins.
	b. Microcontact de verrou de position rentrée hors d'usage ou déréglé.	Remplacer le microcontact ou régler selon les besoins.
8. Le train principal vibre juste avant le verrouillage en position rentrée.	a. Microcontact déréglé.	Régler le microcontact (voir Section 4, paragraphe 56).
	b. Usure dans la fente et l'axe de chape du verrou de position rentrée.	Remplacer le verrou de position rentrée (voir Section 4, paragraphe 10).
9. Les trappes de train principal ne se verrouillent pas en vol tant que le régime réacteur n'est pas réduit en deça de 90 pour cent.	Le régulateur de pression d'air du réservoir hydraulique ne remplit pas sa fonction, ce qui cause la mise sous pression du retour du circuit hydraulique et empêche la fermeture des verrous de trappe fermée de train principal.	Remplacer le régulateur et effectuer une vérification de fonctionnement du circuit (voir Section 4, paragraphe 55).

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
10. Red light in landing gear selector handle illuminates when speed brakes selected in flight.	Faulty landing gear or landing gear door selector return check valve. Faulty main system return check valve. Faulty emergency landing gear selector return check valve.	Install replacement valve and flush system as required (see C-12-114-0B0/MF-001).
11. Nose gear extension cycle out of sequence.	Faulty nose actuator DOWN microswitch.	Install replacement actuator as microswitch cannot be adjusted (see Section 4, Paragraph 43).
12. MLG doors operating out of sequence on UP selection.	MLG door down. Lock microswitch unserviceable or out of adjustment.	Replace and/or adjust door downlock microswitch.
13. Audible warning signal and warning lights not operating.	a. Faulty diode.	Install replacement diode on TB219 and terminals 13 and 14.
	b. Faulty audible warning signal unit.	Install replacement audible warning unit.
	c. Throttle microswitch unserviceable or out of adjustment.	Replace and/or adjust microswitch as required (see C-12-114-0D0/MF-001).
14. Landing gear selector handle locked in DOWN position after takeoff.	a. Landing gear weight switch out of adjustment.	Adjust weight switch (see Section 4, Paragraph 58).
	b. Faulty weight switch.	Install replacement weight switch.
	c. MLG leg not fully extending.	Check landing gear extension stop for serviceability.
	d. Instructor LDG GEAR UP SELECTION override switch in OFF position.	Set switch to NORM.

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
10. Le voyant rouge de la poignée de sélection de train s'allume quand on sélecte les aérofreins en vol.	Défectuosité du clapet antiretour du circuit de retour du robinet sélecteur de trappe de train ou de train d'atterrissage. Défectuosité du clapet antiretour du circuit de retour du circuit principal. Défectuosité du clapet antiretour du circuit de retour de secours du robinet sélecteur de train.	Remplacer le clapet antiretour et purger le circuit selon les besoins (voir C-12-114-0B0/MF-001).
11. Sortie intempestive du train avant.	Le microcontact DOWN du vérin de train avant est défectueux.	Remplacer le vérin car on ne peut régler le microcontact (voir Section 4, paragraphe 43).
12. Fonctionnement intempestif des trappes de train principal quand la position UP est sélectée.	Trappes de train principal ouverte. Microcontact de verrouillage hors d'usage ou déréglé.	Changer et/ou régler le microcontact de verrou de position sortie de trappe.
13. Le signal d'alarme sonore et les voyants d'alarme ne fonctionnent pas.	a. Diode défectueuse.	Remplacer la diode sur TB219 et sur les bornes 13 et 14.
	b. Boîtier d'alarme sonore défectueux.	Remplacer le boîtier d'alarme sonore.
	c. Microcontact de manette de poussée hors d'usage ou déréglé.	Changer et/ou régler le microcontact selon les besoins (voir C-12-114-0D0/MF-001).
14. La poignée de sélection de train est verrouillée en position DOWN après le décollage.	a. Contacteur de référence air-sol déréglé.	Régler le contacteur de référence air-sol (voir Section 4, paragraphe 58).
	b. Contacteur de référence air-sol défectueux.	Remplacer le contacteur de référence air-sol.
	c. Jambe de train principal non entièrement sortie.	Vérifier que la butée de sortie du train d'atterrissage est en état de fonctionnement.
	d. Interrupteur de surpassement LDG GEAR UP SELECTION de l'instructeur sur OFF.	Mettre l'interrupteur sur NORM.

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
15. Red light in landing gear selector handle will not illuminate.	a. Faulty light bulbs.	Install replacement bulbs.
	b. Broken wire in selector assembly.	Install replacement wire.
16. Landing gear indicator sticks in DOWN position on most selections.	a. Faulty indicator.	Install replacement indicator.
	b. Faulty downlock micro-switch.	Install replacement actuator (see Section 4, Paragraph 5).
17. Red light in landing gear selector handle remains on when gear selected up above approximately 140 kt. Gear indicators show UP. Operation correct at lower air speeds.	Marginal operation of MLG door, leg doors and door uplocks.	Check fit and adjustment of MLG leg doors and/or repair and adjust as required. Install replacement MLG door uplocks.
18. Hydraulic hand pump unable to pressurize system.	a. Faulty main system check valve.	Install replacement check valve.
	b. Fluid bypassing through faulty subsystem component.	Block off one subsystem at a time to locate source of internal leaks and install replacement component.
	c. Main system relief valve unserviceable.	Install replacement relief valve.
	d. Hand pump unserviceable.	Install replacement pump.
19. Hydraulic pressure surges to 11 721 kPa (1700 psi) or more and does not return to normal within 10 seconds.	a. Engine-driven hydraulic pump unserviceable.	Install replacement pump.
	b. Main system relief valve unserviceable.	Install replacement valve.
20. Hydraulic pressure indicating zero.	a. Hydraulic reservoir low on fluid.	Top up reservoir.
	b. Engine-driven pump unserviceable or drive disconnected.	Install replacement pump or re-install drive.

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
15. Le voyant rouge de la poignée de sélection de train ne s'allume pas.	a. Ampoules défectueuses.	Remplacer les ampoules.
	b. Fil brisé dans le sélecteur.	Remplacer le fil.
16. L'indicateur de position de train reste sur DOWN pour la plupart des sélections.	a. Indicateur défectueux.	Remplacer l'indicateur.
	b. Microcontact de verrou de position sortie défectueux.	Remplacer le vérin (voir Section 4, paragraphe 5).
17. Le voyant rouge de la poignée de sélection de train reste allumé quand on sélecte le train rentré au-dessus de 140 kt environ. Les indicateurs de position de train affichent UP. Fonctionnement correct pour vitesses inférieures.	Fonctionnement marginal des trappes de train principal, des trappes de jambe et des verrous de trappe fermée.	Vérifier l'ajustage et le réglage des trappes de jambe de train principal et/ou réparer et régler selon les besoins. Remplacer les verrous de trappe fermée de train principal.
18. La pompe à main hydraulique ne peut mettre le circuit sous pression.	a. Défectuosité du clapet anti-retour du circuit principal.	Remplacer le clapet antiretour.
	b. Dérivation du fluide par un élément défectueux d'un circuit.	Isoler un circuit à la fois pour repérer la source des fuites internes et remplacer l'élément.
	c. Soupape de surpression du circuit principal hors d'usage.	Remplacer la soupape de surpression.
	d. Pompe à main hors d'usage.	Remplacer la pompe à main.
19. Sautes de pression hydraulique à 11 721 kPa (1700 lb/po^2) ou plus sans retour à la normale en-dedans de 10 secondes.	a. Pompe réacteur hors d'usage.	Remplacer la pompe réacteur.
	b. Soupape de surpression du circuit principal hors d'usage.	Remplacer la soupape de surpression.
20. Pression hydraulique indiquant zéro.	a. Niveau faible de fluide dans le réservoir hydraulique.	Faire l'appoint du réservoir.
	b. Pompe réacteur hors d'usage ou entraînement déconnecté.	Remplacer la pompe ou reposer l'entraînement.

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
20. (Cont)	c. Quick-disconnect at reservoir not properly secured.	Properly secure quick-disconnect.
	d. Pressure indicating system unserviceable or no power supply.	Repair or install replacement units as required. Check circuit-breaker and inverter operation.
21. Hydraulic pressure low or drops excessively during system operation.	a. Engine-driven pump unserviceable.	Install replacement pump.
	b. Hydraulic fluid bypassing to return.	See Paragraph 18.
	c. Indicating system out of calibration.	Calibrate system.
22. Nose wheel shimmy. **NOTE** When severe nose wheel shimmying has been experienced, one or more of the following techniques shall be carried out: Ultrasonic No. 45, Eddy Current No. 49, LPI Type 7.	a. Nose wheel worn.	Install replacement nose wheel (see Section 4, Paragraph 51).
	b. Air in steering actuator.	Bleed actuator (see Section 4, Paragraph 51) or install replacement actuator).
	c. Excessive play in steering actuator rod eye-end.	Install replacement actuator rod eye-end.
	d. Nose wheel steering linkage worn or binding.	Adjust or install replacement linkage as required (see Section 4, Paragraph 50).
23. Nose wheel steering spongy.	Air in steering actuator.	Bleed actuator and adjust (see Section 4, Paragraphs 49 and 50).
24. Nose wheel steering will not engage. Nose wheel steering inoperative.	a. Nose gear weight switch out of adjustment.	Adjust weight switch (see Section 4, Paragraph 59).
	b. Faulty nose wheel steering shut-off valve.	Install replacement shut-off valve.
	c. Open electrical circuit.	Check electrical circuits.
	d. Faulty nose wheel steering actuator.	Install replacement actuator (see Section 4, Paragraph 43).

	ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
20.	(suite)	c. Raccord rapide au réservoir non correctement fixé.	Bien fixer le raccord rapide.
		d. Circuit d'indication de pression hors d'usage ou sans alimentation électrique.	Réparer ou remplacer les éléments selon les besoins. Vérifier le disjoncteur et le fonctionnement du convertisseur.
21.	La pression hydraulique est basse ou diminue de manière excessive quand le circuit fonctionne.	a. Pompe réacteur hors d'usage.	Remplacer la pompe réacteur.
		b. Fluide hydraulique dérivé dans le circuit de retour.	Voir paragraphe 18.
		c. Circuit d'indication mal étalonné.	Étalonner le système.
22.	Shimmy de la roue avant. **NOTA** Si le shimmy de la roue avant est important, utiliser une ou plusieurs des techniques suivantes : Ultrasons n° 45, courants de Foucault n° 49, ressuage type 7.	a. Roue avant usée.	Remplacer la roue avant (voir Section 4, paragraphe 51).
		b. Air dans le vérin d'orientation.	Purger le vérin (voir Section 4, paragraphe 51) ou le remplacer.
		c. Jeu excessif dans l'embout de tringle du vérin d'orientation.	Remplacer l'embout de tringle du vérin.
		d. Usure ou grippage de la tringlerie d'orientation de train avant.	Régler la tringlerie ou la remplacer selon les besoins (voir Section 4, paragraphe 50).
23.	Réponse spongieuse de la commande d'orientation de train avant.	Air dans le vérin d'orientation.	Purger le vérin et régler (voir Section 4, paragraphes 49 et 50).
24.	L'orientation de train avant ne s'engage pas. L'orientation de train avant ne fonctionne pas.	a. Contacteur de référence air-sol de train avant déréglé.	Régler le contacteur de référence air-sol (voir Section 4, paragraphe 59).
		b. Robinet d'arrêt d'orientation de train avant défectueux.	Remplacer le robinet d'arrêt.
		c. Circuit électrique ouvert.	Vérifier les circuits électriques.
		d. Vérin d'orientation de train avant défectueux.	Remplacer le vérin (voir Section 4, paragraphe 43).

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
25. Brakes weak and spongy.	a. Air in system.	Bleed system (see Section 4, Paragraph 32).
	b. Faulty brake unit.	Install replacement brake unit.
	c. Parking brake cable system out of adjustment.	Adjust cable.
26. Brakes dragging or will not release.	a. Brake clearances set too close.	Install replacement unit.
	b. Transfer valve sticking.	Install replacement unit.
	c. Parking brake not releasing.	Adjust parking brake cable.
	d. Reservoir vent blocked.	Clean reservoir vent.
27. Brakes will not hold at 100 per cent.	a. Air in system.	Bleed system (see Section 4, Paragraph 32).
	b. Brake linings glazed or oil soaked.	Burn-off lining by taxiing and using brakes.
28. Parking brakes difficult to release.	Parking brake cable out of adjustment.	Adjust parking brake cable control (see Section 4, Paragraph 31).
29. One or both brakes intermittently appear spongy. This fault may at times alternate between LH and RH brake during repeated operations.	Parking brake cable adjustment too short.	Readjust parking brake cable.
30. One or both LH brakes spongy or ineffective. RH brakes correct.	a. Air in LH master cylinder or in lines to transfer valve.	Bleed LH brakes.
	b. Faulty LH master cylinder.	Install replacement unit.
31. One or both RH brakes spongy or ineffective. LH brakes correct.	a. Air in RH master cylinder or in lines to transfer valve.	Bleed RH brakes.

	ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
25.	Freins faibles et spongieux.	a. Air dans le circuit.	Purger le circuit (voir Section 4, paragraphe 32).
		b. Freins défectueux.	Remplacer les freins.
		c. Déréglage du circuit du câble de frein de parc.	Régler le câble.
26.	Les freins frottent ou ne se desserrent pas.	a. Jeu trop serré dans les freins.	Remplacer les freins.
		b. Grippage du robinet de transfert.	Remplacer le robinet.
		c. Le frein de parc ne se desserre pas.	Régler le câble de frein de parc.
		d. Mise à l'air libre du réservoir bouchée.	Nettoyer la mise à l'air libre du réservoir.
27.	Les freins ne serrent pas à 100 pour cent.	a. Air dans le circuit.	Purger le circuit (voir Section 4, paragraphe 32).
		b. Garnitures de frein glacées ou imprégnées d'huile.	Brûler la garniture en roulant et en utilisant les freins.
28.	Les freins de parc sont difficiles à desserrer.	Câble de frein de parc déréglé.	Régler la commande du câble de frein de parc (voir Section 4, paragraphe 31).
29.	L'un ou les deux freins semblent spongieux de façon intermittente. Cette anomalie peut se déplacer d'un frein à l'autre lorsqu'il y a utilisation répétée.	Câble de frein de parc trop court.	Refaire le réglage du câble du frein de parc.
30.	L'un ou les deux freins gauches sont spongieux ou inefficaces. Les freins droits sont corrects.	a. Air dans le maître-cylindre gauche ou dans les conduites allant au robinet de transfert.	Purger les freins gauches.
		b. Maître-cylindre gauche défectueux.	Remplacer le maître-cylindre.
31.	L'un ou les deux freins droits sont spongieux ou inefficaces. Les freins gauches sont corrects.	a. Air dans le maître-cylindre droit ou dans les conduites allant au robinet de transfert.	Purger les freins droits.

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
31. (Cont)	b. Faulty transfer valve.	Install replacement unit.
	c. Faulty RH master cylinder.	Install replacement unit.
32. One MLG door remains in DOWN position after UP selection. **NOTE** This snag may or may not be accompanied by an unsafe indication.	Defective door uplock microswitch.	Renew and adjust new microswitch.
33. Nose gear shock strut air leakage.	a. Defective charging valve.	Install replacement charging valve.
	b. Defective seals.	Install replacement seals.
34. Nose gear shock strut fluid leakage.	Defective seals.	Install replacement seals.
35. Nose gear strut extension abnormally low or high.	Insufficient or excessive air or fluid.	Jack aircraft (see C-12-114-000/MF-001) to remove weight from shock strut. Service shock strut in accordance with C-12-114-000/MF-001. Test for air and oil leaks. Check strut extension with weight on nose wheel.
36. Steering actuator. Excessive shimmy with steering ON or OFF.	Play in torque links.	Check all torque link joints and actuator attachment points for excessive wear. For wear limits, see C-13-288-000/MS-000.
37. Excessive shimmy with steering OFF.	Air in actuator. Shimmy damping valves or return back pressure valve leaking.	Bleed steering system. Install replacement actuator.

	ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
31.	(suite)	b. Robinet de transfer défectueux.	Remplacer le robinet.
		c. Maître-cylindre droit défectueux.	Remplacer le maître-cylindre.
32.	Une trappe du train principal reste en position DOWN après qu'on a sélecté la position UP. **NOTA** Cette anomalie peut être ac compagnée ou non d'une indication de danger.	Microcontact de verrou de trappe fermée défectueux.	Remplacer le microcontact et le régler.
33.	Fuite d'air dans la jambe d'amortisseur de train avant.	a. Valve de gonflage défectueuse.	Remplacer la valve de gonflage.
		b. Joints défectueux.	Remplacer les joints.
34.	Fuite de fluide dans la jambe d'amortisseur de train avant.	Joints défectueux.	Remplacer les joints.
35.	Allongement de jambe de train avant anormalement court ou long.	Quantité d'air ou de fluide insuffisante ou excessive.	Mettre l'avion sur vérins (voir C-12-114-000/MF-001) pour en retirer le poids de sur la jambe d'amortisseur. Réparer la jambe d'amortisseur conformément à C-12-114-000/MF-001. Effectuer des essais d'étanchéité à l'air et au fluide. Vérifier l'allongement de la jambe lorsque le poids de l'avion repose sur la roue avant.
36.	Le vérin d'orientation a un shimmy excessif quand le circuit d'orientation est sur ON ou OFF.	Jeu dans les liaisons articulées.	Vérifier qu'il n'y a pas usure excessive des joints des liaisons articulées et des points de fixation du vérin. Pour les limites d'usure, voir C-13-288-000/MS-000.
37.	Shimmy excessif avec le circuit d'orientation sur OFF.	Air dans le vérin. Fuites dans les clapets d'amortissement de shimmy ou dans le clapet de contre-pression de retour.	Purger le circuit d'orientation. Remplacer le vérin.

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
38. Failure to operate, steering ON.	a. No hydraulic supply to actuator.	Check hydraulic system (see C-12-114-000/MF-001 and C-12-114-0B0/MF-001).
	b. Blocked passage in actuator.	Install replacement actuator.
39. Slow operation, steering ON.	a. Restricted supply to actuator.	Check hydraulic system (see C-12-114-000/MF-001 and C-12-114-0B0/MF-001).
	b. Internal leakage.	Install replacement actuator.
	c. Internal passages restricted.	Install replacement actuator.
40. Erratic operation, steering ON.	Air in actuator.	Bleed steering system.
41. Steering clutch fails to engage.	a. No pressure supply.	Check hydraulic system (see C-12-114-000/MF-001 and C-12-114-0B0/MF-001).
	b. Plunger bent or sticking.	Install replacement clutch assembly.
42. Fluid leakage.	a. From hydraulic fittings.	Install replacement seals, gaskets and hydraulic fittings.
	b. From plunger seals.	Install replacement clutch assembly.
43. Nose wheel shimmy. For part identification during troubleshooting procedures, see Figure 6-5-1.		a. Check for side float between leg trunnion face and bearing brackets. When a total side float of 0.254 mm (0.010 in.) is reached in service, the nose gear must be shimmed to bring clearance within stipulated limits (see Figure 6-4-15 and see Section 4, Paragraph 35, Step c). b. Check for excessive play in block universal joint and bearing (see Figure 6-5-1, Index Nos. 1 and 2).

	ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
38.	Le circuit d'orientation ne fonctionne pas sur ON.	a. Aucune pression hydraulique allant au vérin.	Vérifier le circuit hydraulique (voir C-12-114-000/MF-001 et C-12-114-0B0/MF-001).
		b. Passage obstrué dans le vérin.	Remplacer le vérin.
39.	Le circuit d'orientation fonctionne lentement sur ON.	a. L'alimentation du vérin est réduite.	Vérifier le circuit hydraulique (voir C-12-114-000/MF-001 et C-12-114-0B0/MF-001).
		b. Fuite interne.	Remplacer le vérin.
		c. Passages internes obstrués.	Remplacer le vérin.
40.	Fonctionnement irrégulier avec le circuit d'orientation sur ON.	Air dans le vérin.	Purger le circuit d'orientation.
41.	L'embrayage du circuit d'orientation ne s'engage pas.	a. Pas d'arrivée de pression.	Vérifier le circuit hydraulique (voir C-12-114-000/MF-001 et C-12-114-0B0/MF-001).
		b. Plongeur tordu ou collé.	Remplacer le dispositif d'embrayage.
42.	Fuite de fluide.	a. Aux raccords hydrauliques.	Remplacer les joints, les garnitures et les raccords hydrauliques.
		b. Aux joints du plongeur.	Remplacer le dispositif d'embrayage.
43.	Shimmy de la roue avant. Pour le repérage des pièces lors du dépannage, voir figure 6-5-1.		a. Vérifier le jeu latéral entre la face du tourillon de jambe et les ferrures de palier. Quand le jeu latéral total en service atteint 0.254 mm (0.010 po), caler le train avant de façon à ramener le jeu dans les limites stipulées (voir figure 6-4-15 et Section 4, paragraphe 35, étape c). b. Vérifier qu'il n'y a pas un jeu excessif entre le cardan et le palier (voir figure 6-5-1, repères 1 et 2).

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
43. (Cont)		c. Check that end float at leg pivot point is within 0.025 and 0.076 mm (0.001 and 0.003 in.) between universal joint block and universal joint nut (see Index Nos. 1 and 3).
		d. Check that radial play and side float at ball joint does not exceed 0.051 mm (0.002 in.). If in excess, rectify by shimming (see Index No. 4).
		e. Check that bolt through upper torque link is a good fit through bushes (see Index Nos. 5 and 6).
		f. Check that pins through lower link and body trunnion torque link ball are a good fit (see Index Nos. 7 and 8).
		g. Check that quick-disconnect pin is a good fit, has an end play of not more than 0.051 mm (0.002 in.) and has no radial play. If in excess, shim under head of bushes (see Index Nos. 9, 10 and 11).
		h. Check axle spacer in fork and axle in spacer for wear (see Index Nos. 12 and 13).
		i. Check steering actuator attachment points and attaching bolts. Ensure that bolts are a good push fit through both the leg actuator attaching points and that no radial play exists (see Index Nos. 14, 15, 16, 17 and 18).

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
43. (suite)		c. Vérifier que le jeu d'extrémité au point pivot de la jambe, entre le cardan et l'écrou, est compris entre 0.025 et 0.076 mm (0.001 et 0.003 po) (voir repères 1 et 3). d. Vérifier que le jeu radial et le jeu latéral au joint à rotule ne dépassent pas 0.051 mm (0.002 po). Sinon, corriger avec des cales (voir repère 4). e. Vérifier que le boulon traversant la liaison articulée supérieure a l'ajustement voulu dans les bagues (voir repères 5 et 6). f. Vérifier que les axes traversant la liaison inférieure et la rotule de la liaison articulé du tourillon ont l'ajustement voulu (voir repères 7 et 8). g. Vérifier que la goupille rapide a l'ajustement voulu, que son jeu d'extrémité ne dépasse pas 0.051 mm (0.002 po) et qu'il n'y a pas de jeu radial. Si le jeu est excessif, mettre des cales sous la tête des bagues (voir repères 9, 10 et 11). h. Vérifier qu'il n'y a pas usure de la pièce d'écartement d'essieu dans la chape et de l'essieu dans la pièce d'écartement (voir repères 12 et 13). i. Vérifier les points de fixation et les boulons de fixation du vérin d'orientation. S'assurer que les boulons s'ajustent bien par pression dans les deux points de fixation du vérin de jambe et qu'il n'y a aucun jeu radial (voir repères 14, 15, 16, 17 et 18).

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
43. (Cont)		j. Check that radial play in steering actuator rod-end spherical bearing does not exceed 0.051 mm (0.002 in.), and check bearing for elongation (see Index Nos. 16 and 19).
		k. Check that steering selector valve attachment bolt is a good push fit and that no radial play exists (see Index No. 20).
		l. With steering selector valve attachment bolt removed, check bellcrank for freedom of movement about its pivot point. Check that torque required to pull it through its full travel in each direction does not exceed 25 mN•m (100 in•g).
		m. Remove bungee assembly, check that break-out force is between 245 and 289 newtons (55 and 65 lb). Check that, when preset for either extension or retraction of bungee, load is between 251 and 296 newtons (56.5 and 66.5 lb).
		n. Check that bolts through rod-ends in bungee assembly are a good push fit (see Index Nos. 21 and 22).
		o. Check that bolts through lever and drag strut are a good push fit and that no radial play exists in bearings.

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
43. (suite)		j. Vérifier que le jeu radial dans le palier à rotule de la tige du vérin d'orientation ne dépasse pas 0.051 mm (0.002 po) et qu'il n'y a pas allongement du palier (voir repères 16 et 19). k. Vérifier que le boulon de fixation du robinet sélecteur d'orientation s'ajuste bien par pression et qu'il n'y a aucun jeu radial (voir repère 20). l. Lorsque le boulon de fixation du robinet sélecteur d'orientation est enlevé, vérifier que le guignol bouge librement autour de son point pivot. Vérifier que le couple nécessaire pour le sortir sur toute sa course, dans chaque sens, ne dépasse pas 25 mN•m (100 po•g). m. Enlever l'extenseur et vérifier que la force de rupture est comprise entre 245 et 289 newtons (55 et 65 lb). Vérifier que, lorsque l'extenseur est préréglé pour la sortie ou la rentrée, la charge est comprise entre 251 et 296 newtons (56.5 et 66.5 lb). n. Vérifier que les boulons traversant les extrémités de tige dans l'extenseur sont bien ajustés par pression (voir repères 21 et 22). o. Vérifier que les boulons traversant le levier et la contrefiche longitudinale sont bien ajustés par pression et qu'il n'y a aucun jeu radial dans les paliers.

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
43. (Cont)		**NOTE** For the table of wear limits, see C-13-288-000/MS-000.
44. Excessive total radial movement clearance (see Figure 6-5-2).	a. Worn bearings.	(1) Install replacement bearings as follows: (a) Jack gear well clear of ground. (b) With gear down and locked, clamp over-centre stops on side stay or drag strut. (c) Apply a push-pull load of 178 to 222 newtons (40 to 50 lb) in direction of retraction 12.7 mm (0.50 in.) above the bottom of the fixed leg at right angles to leg while measuring movement at bottom of fixed leg with a dial micrometer. Allowable move ment for main gear is 1.78 mm (0.070 in.) and for nose gear 1.02 mm (0.040 in.). (d) Should excessive movement be found, repeat push-pull loads watching bearings to establish bearing work priority. (Usually lower side stay or drag strut.) For individual bearing tolerances, see C-12-114-000/MN-000.

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
43. (suite)		**NOTA** Pour le tableau des limites d'usure, voir C-13-288-000/MS-000.
44. Jeu de mouvement radial total excessif (voir figure 6-5-2).	a. Paliers usés.	(1) Remplacer les paliers comme suit : (a) Lever le train pour bien le dégager du sol. (b) Avec le train sorti et verrouillé, serrer les butées de verrouillage décentré sur la contrefiche latérale ou sur la contrefiche longitudinale. (c) Exercer une force de va-et-vient comprise entre 178 et 222 newtons (40 et 50 lb) dans le sens de la rentrée, à 12.7 mm (0.50 po) au-dessus du bas de la jambe fixe, à angle droit avec la jambe, tout en mesurant le mouvement au bas de la jambe fixe avec un micromètre à cadran. Le mouvement permissible est de 1.78 mm (0.07 po) pour le train principal et de 1.02 mm (0.04 po) pour le train avant. (d) S'il y a un mouvement excessif, réappliquer la force de va-et-vient en surveillant les paliers pour établir la priorité de travail des paliers. (D'ordinaire, il faut baisser la contrefiche latérale ou la contrefiche longitudinale.) Pour les tolérances individuelles des paliers, voir C-12-114-000/MN-000.

MALFUNCTION	PROBABLE CAUSE	REMEDY
44. (Cont)		(e) After rework, repeat Steps c and d until within total movement tolerance.

ANOMALIE DE FONCTIONNEMENT	CAUSE PROBABLE	SOLUTION
44. (suite)		(e) Après la rectification, répéter les étapes c et d jusqu'à ce qu'on obtienne la tolérance totale pour le mouvement.

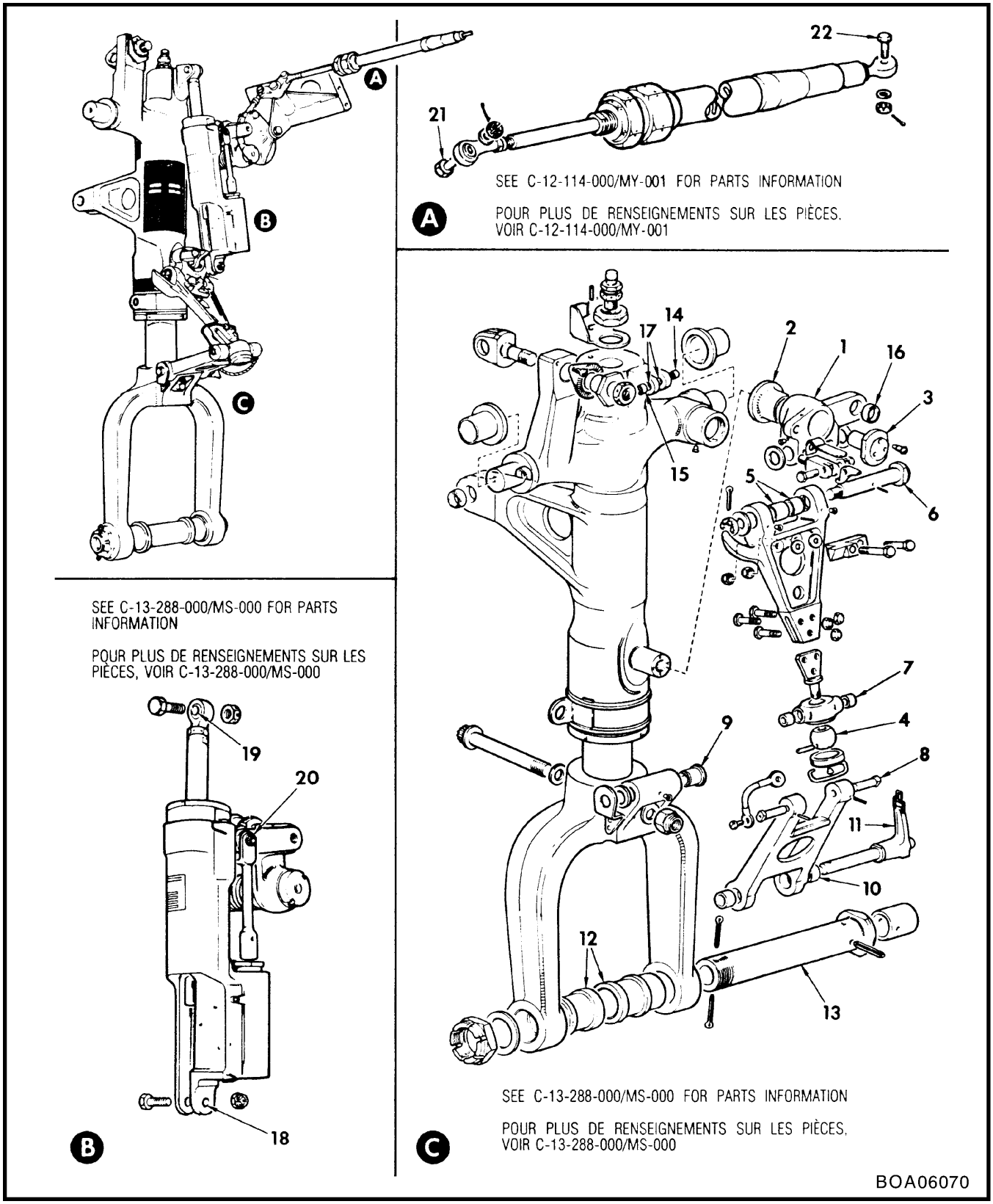
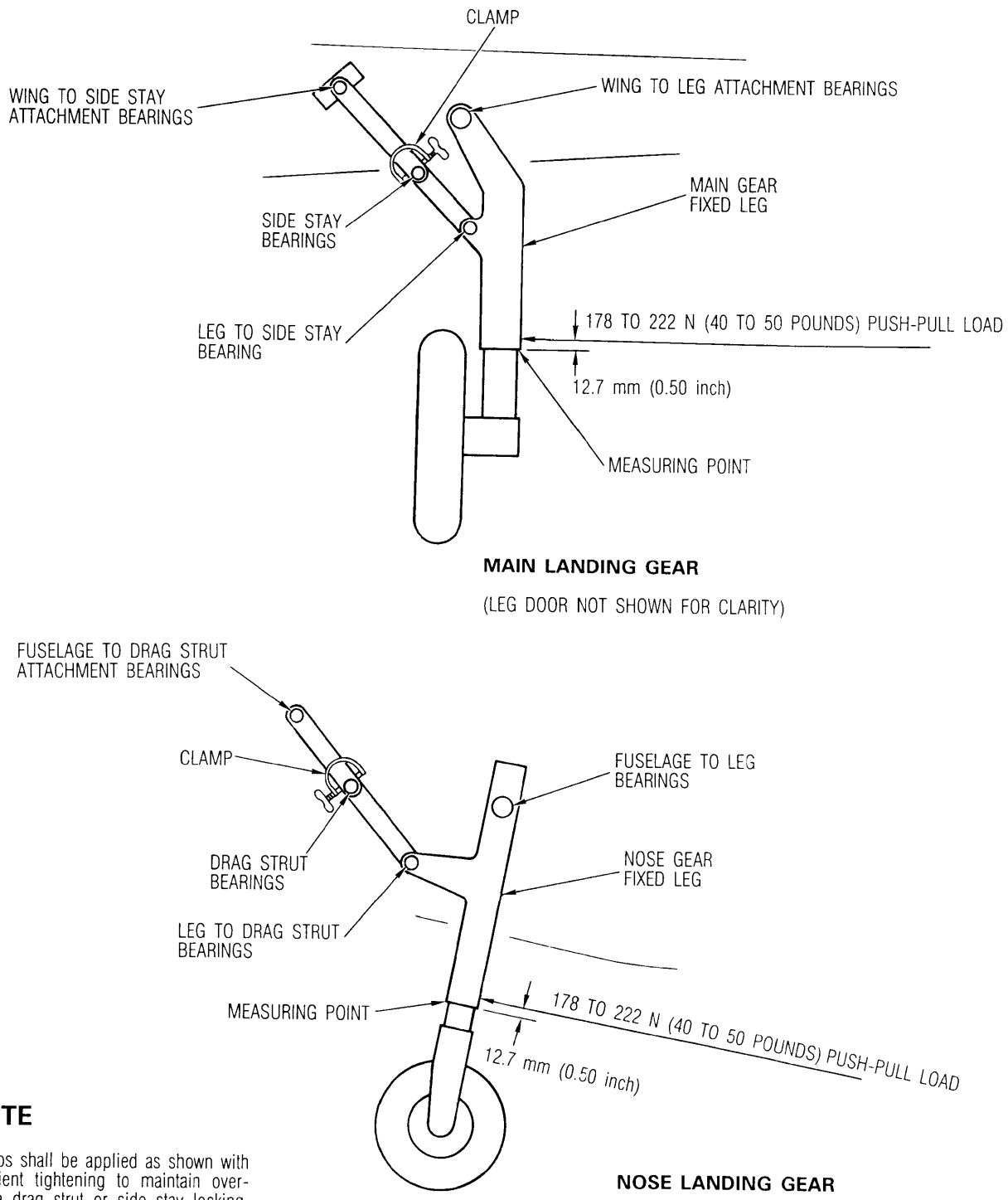


Figure 6-5-1 Nose Gear Shimmy-Inducing Components
Figure 6-5-1 Éléments produisant le shimmy du train avant



NOTE

Clamps shall be applied as shown with sufficient tightening to maintain over-centre drag strut or side stay locking, and also allow sliding movement to show bearing wear during checks.

Figure 6-5-2 Landing Gear Total Radial Movement Clearance

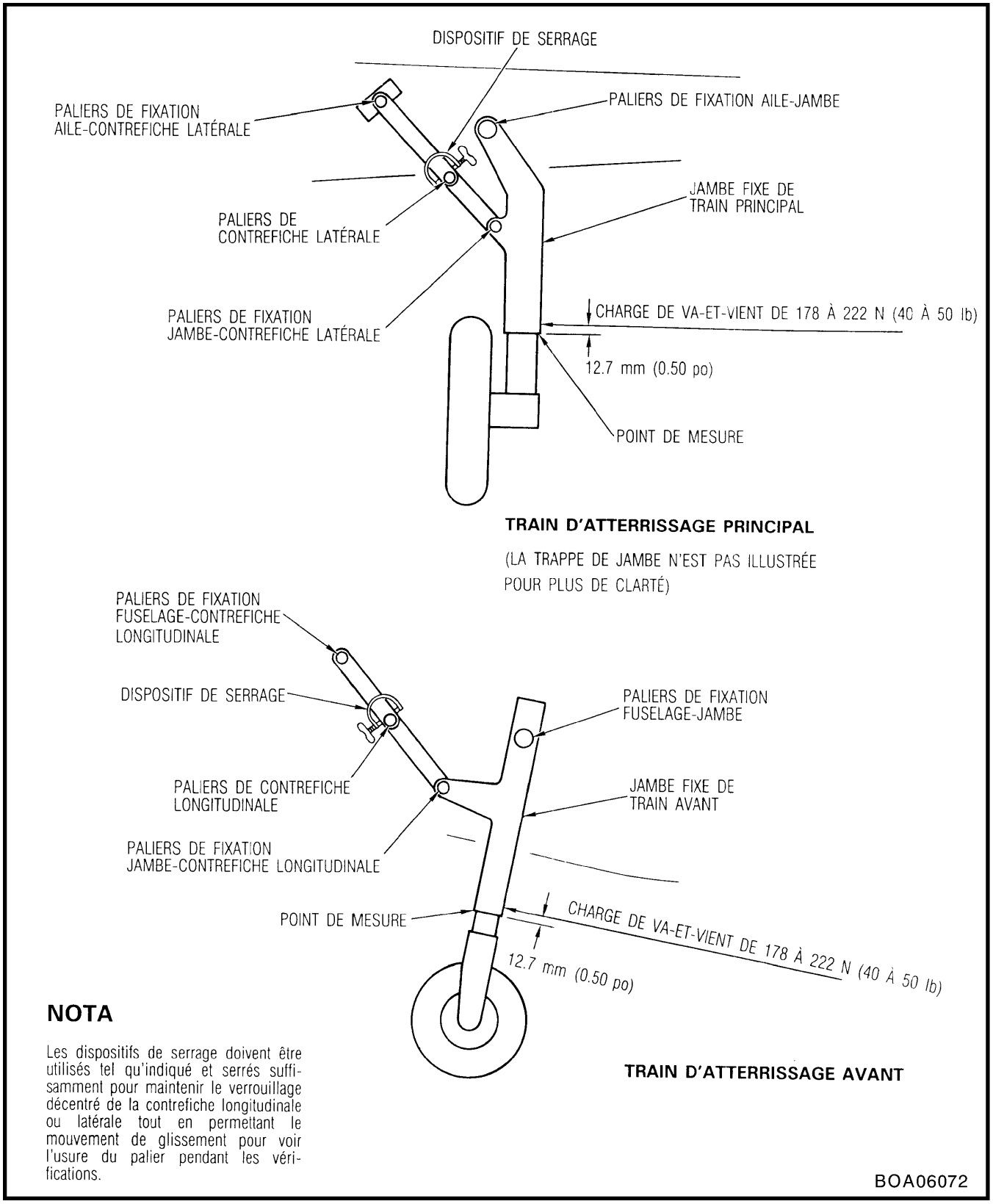


Figure 6-5-2 Dégagement pour le mouvement axial total du train d'atterrissage

PART 7

FURNISHINGS AND LOOSE EQUIPMENT

SECTION 1

EJECTION SYSTEM EXPLOSIVES

GENERAL

1. The 11 gas initiators, the two seat rocket catapults, the canopy remover, the two Ballistic Inertia Reel (BIR) gas generators and the two seat-man separator actuators contain explosive charges and shall be regarded as small ammunition. The canopy system incorporates one M3A2 gas initiator and one M1A3 canopy remover. Two ejection seat configurations exist within the CT114 Tutor fleet. The operational aircraft are configured with the AERO Rigid Arm Drogue (ARAD) ejection system. Aircraft in storage and those used for Aviation Trades training continue to be fitted with the original pre-ARAD seat. For additional information on the ejection seats, see Section 2 and also the complete CFTO C-22-166-000/MS-000. Each ejection seat (both configurations) incorporates one M32A1, three M27 and two M72 gas initiators, one Talley 2400-24 rocket catapult, one BIR gas generator and one seat-man separator actuator. Each ejection seat fitted with the ARAD ejection system incorporates four pencil cutters (two 0.1 second delays and two 0.8 second delays) to initiate deployment of the drogue chute and release the ARAD arm. See Section 3 for details. For a general view of canopy and ejection seat ballistic components, see Figure 7-1-1.

PARTIE 7

ACCESSOIRES ET ÉQUIPEMENT MOBILE

SECTION 1

CHARGES EXPLOSIVES DES CIRCUITS D'ÉJECTION

GÉNÉRALITÉS

1. Les onze déclencheurs à gaz, les deux catapultes à fusée de siège, l'éjecteur de verrière, les deux générateurs de gaz pour enrouleur à inertie et les deux actionneurs de séparateur pilote-siège contiennent des charges explosives et doivent être considérés comme des munitions de petit calibre. Le circuit de la verrière comprend un déclencheur à gaz M3A2 et un éjecteur de verrière M1A3. Dans le parc des avions CT114 Tutor, on retrouve des sièges éjectables de deux configurations. Dans les avions opérationnels, on retrouve le circuit d'éjection à parachute-frein à bras rigide Aero (ARAD). Dans les avions en entreposage et dans ceux qui servent à l'entraînement du personnel des métiers d'aéronautique, on continue de poser le siège d'origine de configuration pré-ARAD. Pour plus de renseignements sur les sièges éjectables, voir la section 2 ainsi que l'ensemble de l'ITFC C-22-166-000/MS-000. Chaque siège éjectable (peu importe sa configuration) comprend un déclencheur à gaz M32A1, trois M27 et deux M72, une catapulte à fusée Talley 2400-24, un générateur de gaz pour enrouleur à inertie et un actionneur de séparateur pilote-siège. Chaque siège éjectable muni du circuit d'éjection à ARAD comprend quatre crayons-coupeurs (deux à retard de 0.1 seconde et deux à retard de 0.8 seconde) qui déclenchent l'ouverture du parachute-frein et le déverrouillage du bras de l'ARAD. Pour plus de détails, voir la section 3. Pour une vue d'ensemble des éléments pyrotechniques de la verrière et des sièges éjectables, voir la figure 7-1-1.

WARNING

A minimum of two aviation (AVN) technicians, including at least one qualified and authorized, are required for the removal and installation of seat and/or canopy remover.

WARNING

All initiators are classified as explosives (refer to C-09-153-001/TS-000). Therefore, all technicians shall be completely familiar with general armament safety precautions. Store all loose initiators in approved containers and lock in an approved locker. Prior to maintenance functions, ensure seat and canopy are disarmed and safe for maintenance.

AVERTISSEMENT

Un minimum de deux techniciens en aéronautique (TECH AERO), dont au moins un technicien qualifié et autorisé, est nécessaire à la dépose et à la pose du siège ou de l'éjecteur de verrière.

AVERTISSEMENT

Tous les déclencheurs sont classés comme des explosifs (voir C-09-153-001/TS-000). Par conséquent, tous les techniciens doivent connaître à fond les mesures de sécurité générales relatives à l'armement. Entreposer tous les déclencheurs non posés dans des contenants approuvés et les conserver dans un compartiment verrouillé approuvé. Avant d'effectuer des tâches de maintenance, s'assurer que le siège et la verrière sont désarmés et qu'on peut en faire la maintenance en toute sécurité.

SEAT ROCKET CATAPULT (ROCAT)

2. Each ejection seat is fitted with a Talley 2400-24-1 series ROCAT. The ROCAT is a two tube (inner and outer) telescoping device consisting of two stages: the first stage is a percussion initiated cartridge, which supplies the gas pressure needed to unlock the inner tube (rocket motor) and to push the seat up the rails; the second stage, a solid propellant rocket motor, is ignited by the first stage's gas just before it leaves the outer tube. The rocket motor then provides the seat with the necessary sustained thrust to clear the aircraft and achieve the altitude required for a successful parachute recovery.

3. A trunnion on the ROCAT outer tube (the non ejectable portion of the ROCAT) is secured into a trunnion support mounted to the seat fixed rail assembly. The fixed rail assembly is mounted on the airframe. The trunnion support is also connected to the seat actuator system that enables the seat to be adjusted up and down. The top of the ROCAT inner tube is secured to the top of the seat frame with a seat/ROCAT attachment pin. During ejection, the outer tube remains with the aircraft while the inner tube departs with the seat.

CATAPULTE À FUSÉE DE SIÈGE (ROCAT)

2. Chaque siège éjectable est muni d'une catapulte à fusée (ROCAT) Talley de série 2400-24-1. La ROCAT est un dispositif télescopique à deux tubes (un intérieur et un extérieur) qui comporte deux étages. Le premier étage est constitué d'une cartouche à percussion qui fournit la pression de gaz nécessaire pour déverrouiller le tube intérieur (propulseur) et pour faire monter le siège sur les rails. Le deuxième étage, constitué d'un propulseur à poudre, est enflammé par le gaz du premier étage juste avant sa sortie du tube extérieur. Le propulseur fournit ensuite la poussée continue nécessaire pour que le siège s'éloigne de l'avion et atteigne une altitude suffisante pour permettre une récupération réussie en parachute.

3. Un tourillon situé sur le tube extérieur (la partie non éjectable) de la ROCAT est fixé dans un support de tourillon monté sur le rail fixe du siège. Le rail fixe est à son tour monté sur la cellule de l'avion. Le support de tourillon est aussi raccordé au circuit d'actionnement du siège, lequel permet le réglage vertical du siège. Le dessus du tube intérieur de la ROCAT est fixé au dessus du cadre du siège au moyen d'une goupille de fixation siège-ROCAT. Durant l'éjection, le tube extérieur demeure rattaché à l'avion tandis que le tube intérieur est éjecté avec le siège.

ROCAT – REMOVAL AND INSTALLATION

4. Remove the ROCAT as follows:

WARNING

A minimum of two aviation (AVN) technicians, including at least one qualified and authorized, are required for ROCAT removal and installation.

WARNING

The Talley 2400-24-1 Rocket Catapult is classified as an explosive (refer to C-09-153-001/TS-000 and C-74-377-AC0/TA-000). Therefore, all technicians shall be completely familiar with general armament safety precautions. Extreme care shall be taken in handling all explosives. If any explosive device is dropped from a distance exceeding 13 in. (0.3 m) from the ground, it shall be considered unserviceable (U/S) and quarantined. A CF 410 Ammunition Defect, Malfunction Report and Disposal Request shall be filled out in accordance with (IAW) CFAO 71-4, A-GG-040-006/AG-002 and NDHQ is to be immediately notified. Inadvertent firing of an explosive shall be reported IAW C-22-010-002/AG-002, A-GG-040-006/AG-002 and a CF 410 shall be completed. All loose explosives shall be stored in approved containers and locked in an approved locker. Prior to maintenance functions, ensure seat is disarmed and safe for maintenance.

NOTE

The ejection seat must be removed before ROCAT removal. Refer to Part 7, Section 3 for seat removal instructions and additional safety precautions.

a. Disconnect the ballistic hose from the ROCAT inlet. Install a dust plug in the hose and a dust cap on the ROCAT inlet.

ROCAT – DÉPOSE ET POSE

4. Déposer la ROCAT comme suit :

AVERTISSEMENT

Un minimum de deux techniciens en aéronautique (TECH AERO), dont au moins un technicien qualifié et autorisé, est nécessaire à la dépose et à la pose de la ROCAT.

AVERTISSEMENT

La catapulte à fusée Talley 2400-24-1 est classée comme un explosif (voir C-09-153-001/TS-000 et C-74-377-AC0/TA-000). Par conséquent, tous les techniciens doivent connaître à fond les mesures de sécurité générales relatives à l'armement. Faire extrêmement attention lors de la manipulation de tous les explosifs. Si un quelconque dispositif explosif est échappé à une hauteur de plus de 13 po (0.3 m) du sol, le considérer comme étant inutilisable et le mettre en quarantaine. Remplir un formulaire CF 410, Munitions défectueuses et défaut de fonctionnement, conformément à l'OAFC 71-4 et à A-GG-040-006/AG-002 et aviser immédiatement le QGDN. En cas de mise à feu accidentelle d'un explosif, en rendre compte conformément à C-22-010-002/AG-002 et à A-GG-040-006/AG-002 et remplir un formulaire CF 410. Tous les explosifs non fixés doivent être entreposés dans des contenants approuvés et conservés dans un compartiment verrouillé approuvé. Avant d'effectuer des tâches de maintenance, s'assurer que le siège est désarmé et qu'on peut en faire la maintenance en toute sécurité.

NOTA

Le siège éjectable doit être déposé avant qu'on effectue la dépose de la ROCAT. On trouvera les instructions de dépose du siège et des mesures de sécurité supplémentaires à la partie 7, section 3.

a. Débrancher la conduite pyrotechnique de l'entrée de la ROCAT. Insérer un bouchon protecteur dans la conduite et poser un capuchon protecteur sur l'entrée de la ROCAT.

b. Remove lockwire securing the bottom LH and RH screws to the trunnion support cover.

c. Remove the ten (10) screws securing the trunnion support cover and remove the cover.

d. Remove the lockwire securing the two trunnion support screws and remove the screws.

e. Carefully remove the ROCAT from the trunnion support.

5. To install the ROCAT, reverse the removal procedures. Lockwire the two trunnion support screws together and the bottom LH and RH trunnion support cover screws to the trunnion support cover using lockwire, Part No. MS20995-NC32 (0.032).

ROCAT – INSPECTION

6. To inspect the ROCAT in the aircraft (it does not have to be removed), the trunnion support cover must be removed (refer to Paragraph 4, Steps b and c). The ROCAT shall be inspected for:

a. General condition and wear.

b. Corrosion.

c. Gouging.

d. Pitting.

e. Legibility of the manufacturer's identification and data plate (refer to C-74-377-A00/NC-000).

NOTE

Rub marks on the rear (aft) end of the ROCAT will be present because the Phenolic ROCAT supporting block, which is fastened to the rail assembly, will rub on the ROCAT housing as the seat is adjusted up and down and therefore remove the Cadmium coating. This is not considered a snag. If there is doubt about any type of wear found during inspection, NDHQ, DTA 7-4-2 and DAPM 4-3-4 shall be notified.

b. Enlever le fil à freiner qui fixe les vis inférieures de gauche et de droite au couvercle du support de tourillon.

c. Enlever les dix (10) vis qui fixent le couvercle du support de tourillon, puis enlever le couvercle.

d. Enlever le fil à freiner qui fixe les deux vis du support de tourillon, puis enlever les vis.

e. Retirer soigneusement la ROCAT du support de tourillon.

5. Pour poser la ROCAT, suivre les procédures de dépose en ordre inverse. Freiner au fil les deux vis du support de tourillon, l'une à l'autre, et les vis inférieures de gauche et de droite du couvercle du support de tourillon au couvercle du support de tourillon en utilisant du fil à freiner, n° de pièce MS20995-NC32 (0.032).

ROCAT – INSPECTION

6. Pour inspecter la ROCAT dans l'avion (il n'est pas nécessaire de la déposer), il faut enlever le couvercle du support de tourillon (voir paragraphe 4, étapes b et c). Inspecter la ROCAT pour en vérifier les aspects suivants :

a. État général et usure.

b. Corrosion.

c. Entailles.

d. Piqûres.

e. Lisibilité de la plaque signalétique du fabricant (voir C-74-377-A00/NC-000).

NOTA

Il y aura des marques de frottement sur l'extrémité arrière de la ROCAT parce que le bloc de plastique phénolique qui supporte la ROCAT et qui est fixé au rail frotte contre le logement de la ROCAT lorsqu'on effectue le réglage vertical du siège, ce qui enlève le revêtement de cadmium. Ce phénomène n'est pas considéré comme une anomalie. En cas de doute quant à un quelconque type d'usure observé durant l'inspection, aviser le QGDN, DSTNA 7-4-2 et DPMG 4-3-4.

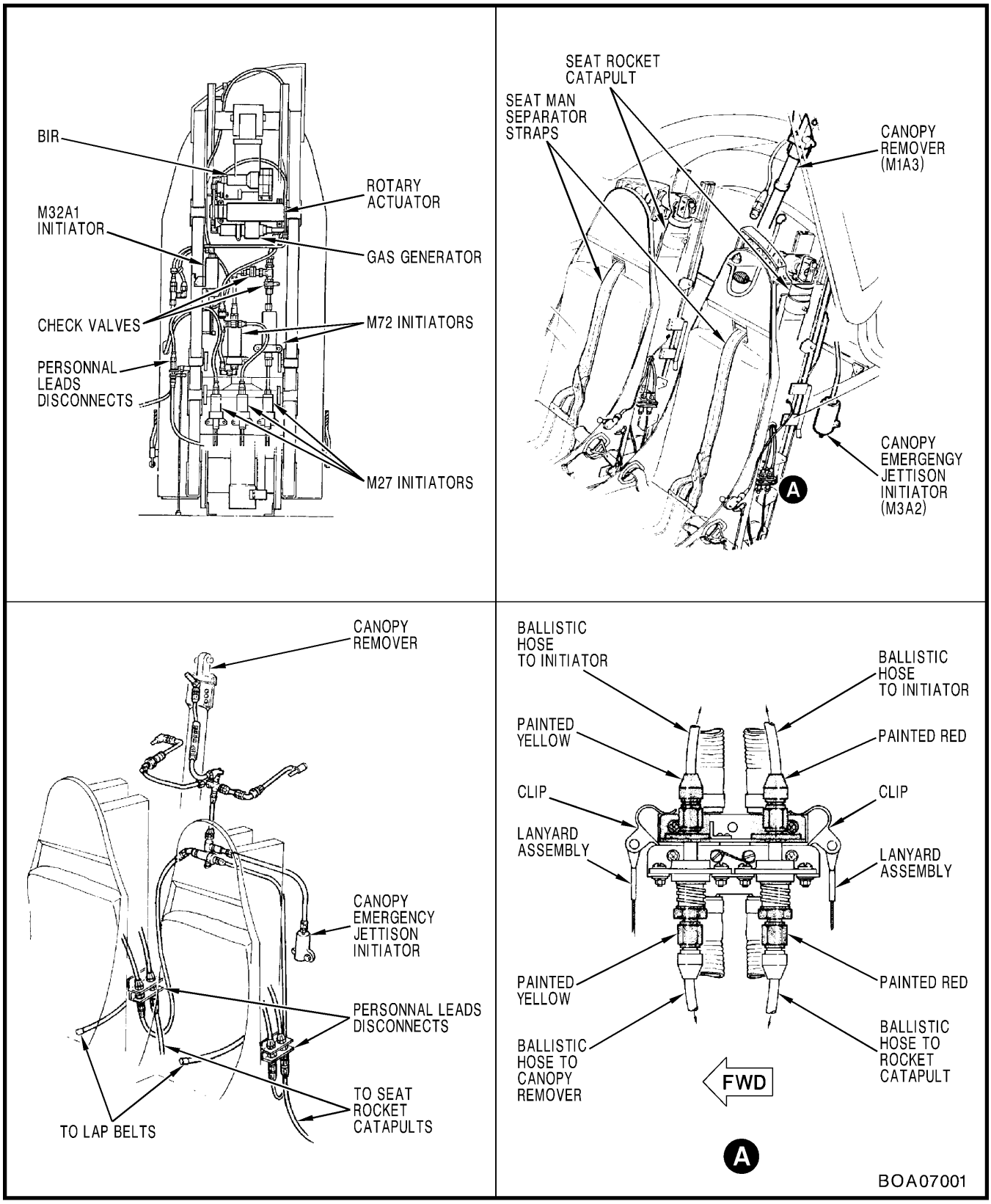


Figure 7-1-1 Canopy and Seats – General View of Ballistic Components (Non-ARAD Seat Shown)

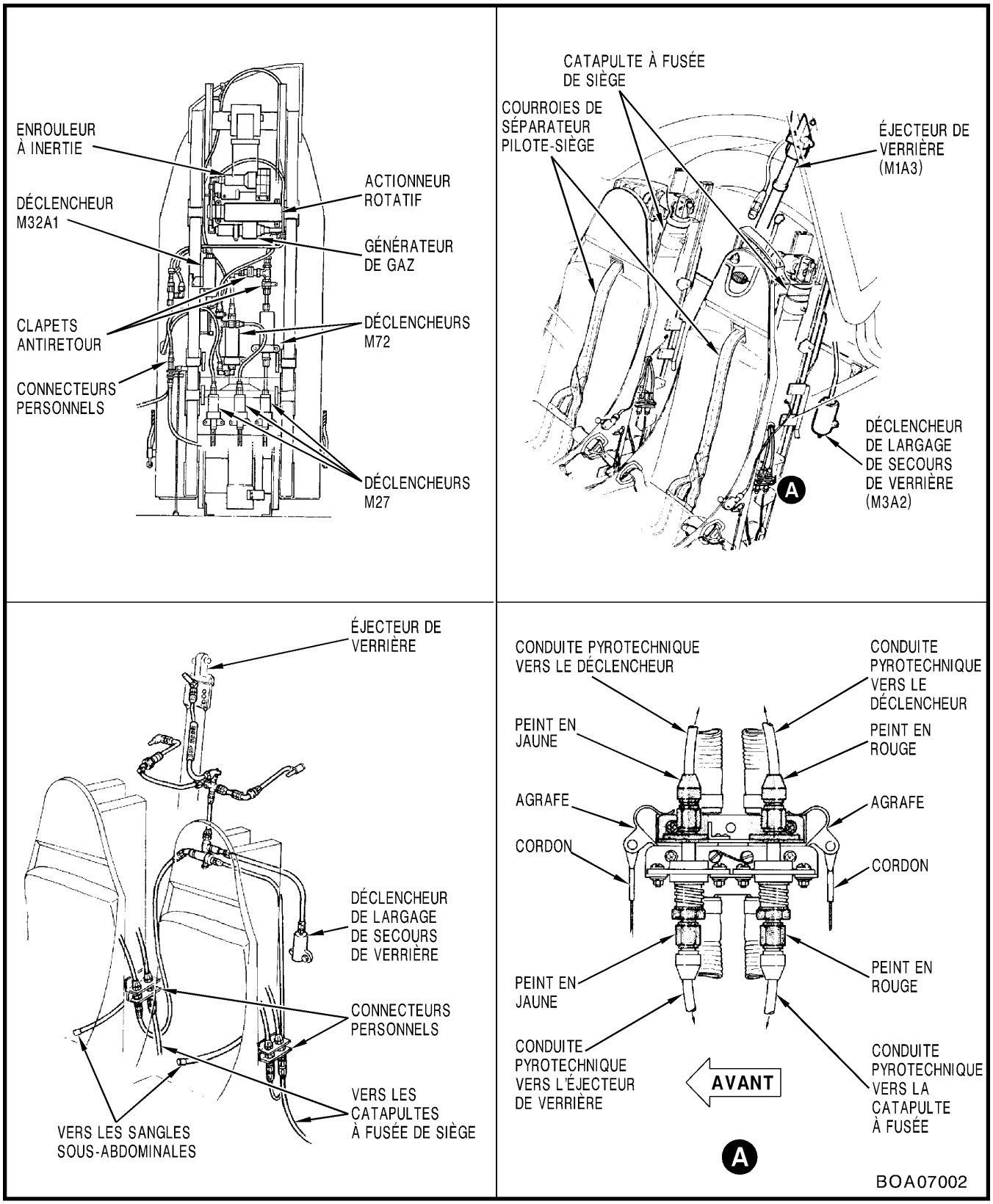


Figure 7-1-1 Vue générale des composantes du circuit pyrotechnique (siège à configuration sans circuit ARAD montré)

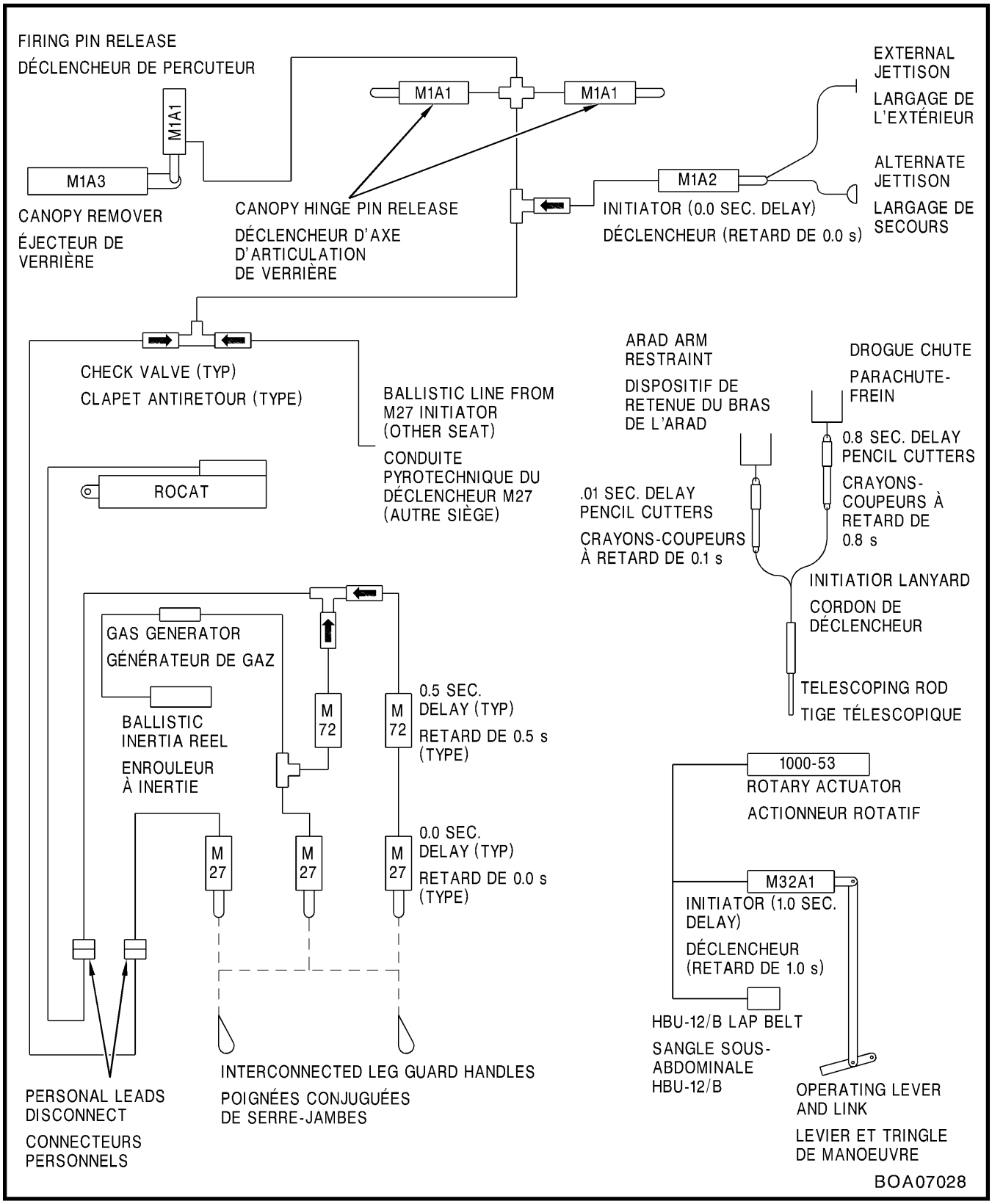


Figure 7-1-2 Canopy and Seats Ballistic Diagram
Figure 7-1-2 Schéma des circuits pyrotechniques de la verrière et des sièges

SECTION 2

CANOPY

GENERAL

1. A jettisonable canopy encloses the cockpit from pressure bulkhead at FS149 to canted FS217, and consists of extruded formed frame sections and two formed transparent panels. The canopy is a streamlined plastic cover mounted and sealed air-tight in a metal frame, hinged to the aircraft structure at the end by two hinge pins attached to the canopy and slotted hinge levers with locking pawls (see Figure 7-2-1, Detail C). The canopy also incorporates demisting ducts and an inflatable pressure seal.

WARNING

A minimum of two aviation (AVN) technicians, including at least one qualified and authorized, are required for the removal and installation of seat and/or canopy remover.

WARNING

All initiators are classified as explosives (refer to C-09-153-001/TS-000). Therefore, all technicians shall be completely familiar with general armament safety precautions. Store all loose initiators in approved containers and lock in an approved locker. Prior to maintenance functions, ensure seat and canopy are disarmed and safe for maintenance.

CANOPY OPERATING MECHANISM

2. The canopy operating mechanism is driven by an electro-mechanical linear actuator. It incorporates an irreversible screw-jack, which provides the means of locking, unlocking, raising and lowering the canopy (see Figure 7-2-1).

3. An M1A3 canopy remover is attached to the top end of the electro-mechanical actuator and connected to the canopy structure by a yoke. The yoke in turn is attached to the remover by a spring-loaded

SECTION 2

VERRIÈRE

GÉNÉRALITÉS

1. Une verrière largable entoure le poste de pilotage de la cloison étanche située à FS149 à la station inclinée FS217. Cette verrière est constituée de sections de cadres formées par extrusion et de deux panneaux transparents formés. La verrière est un couvercle en plastique de forme aérodynamique, monté et scellé de façon à être étanche à l'air dans un cadre de métal, s'articulant sur la structure de l'avion à son extrémité au moyen de deux axes fixés à la verrière et de leviers d'articulation à encoches munis de cliquets de verrouillage (voir figure 7-2-1, détail C). La verrière comprend aussi des conduites de désembuage et un boudin d'étanchéité gonflable.

AVERTISSEMENT

Un minimum de deux techniciens en aéronautique (TECH AERO), dont au moins un technicien qualifié et autorisé, est nécessaire à la dépose et à la pose du siège ou de l'éjecteur de verrière.

AVERTISSEMENT

Tous les déclencheurs sont classés comme des explosifs (voir C-09-153-001/TS-000). Par conséquent, tous les techniciens doivent connaître à fond les mesures de sécurité générales relatives à l'armement. Entreposer tous les déclencheurs non posés dans des contenants approuvés et les conserver dans un compartiment verrouillé approuvé. Avant d'effectuer des tâches de maintenance, s'assurer que le siège et la verrière sont désarmés et qu'on peut en faire la maintenance en toute sécurité.

MÉCANISME DE MANOEUVRE DE LA VERRIÉRE

2. Le mécanisme de manoeuvre de la verrière est entraîné par un actionneur linéaire électromécanique. Il comprend un vérin à vis à pas irréversible qui permet le verrouillage, le déverrouillage, la levée et la descente de la verrière (voir figure 7-2-1).

3. Un éjecteur de verrière M1A3 est fixé à l'extrémité supérieure de l'actionneur électromécanique et relié à la structure de la verrière par une chape. Celle-ci est à son tour fixée à l'éjecteur par un

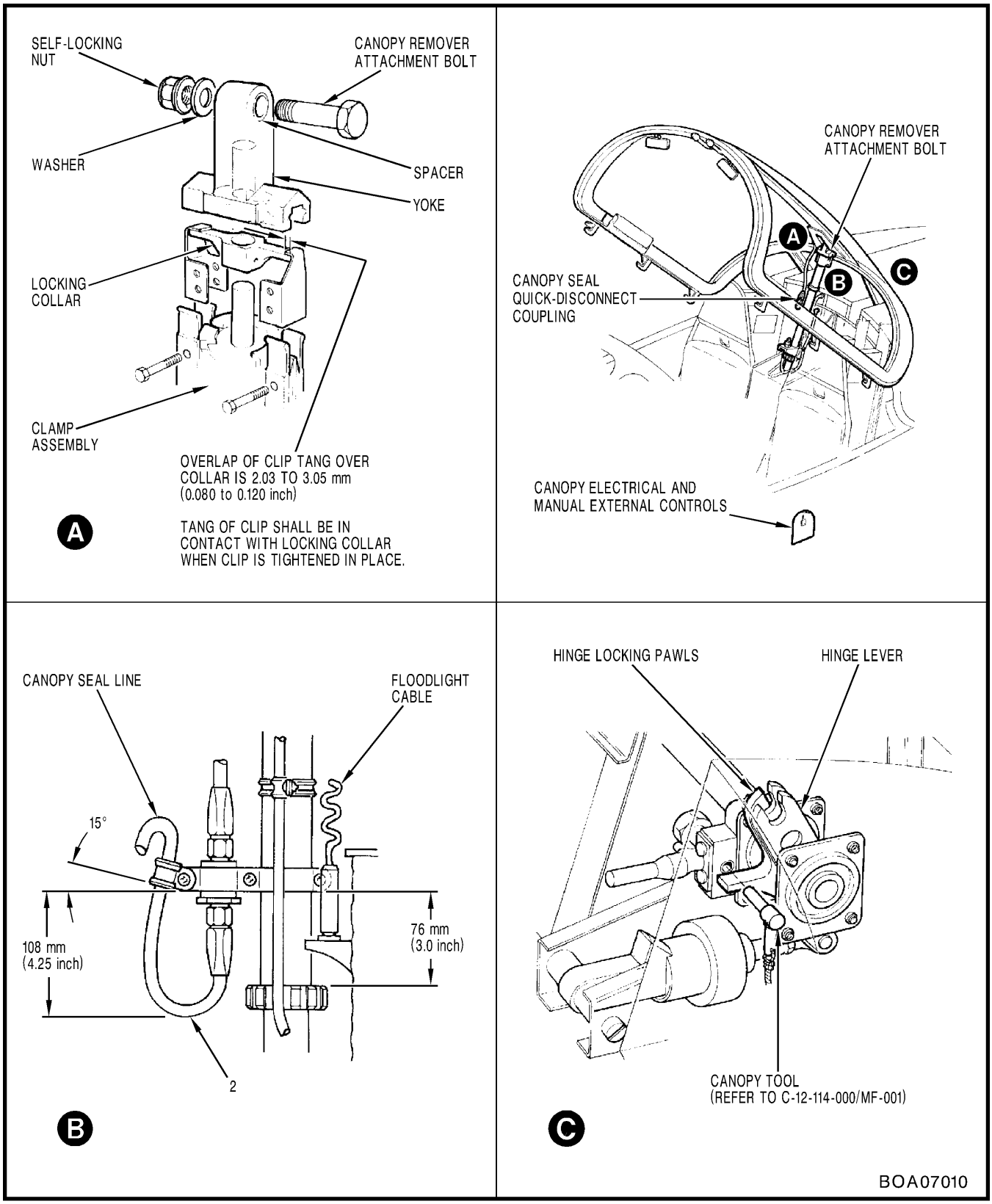


Figure 7-2-1 Canopy Removal and Installation

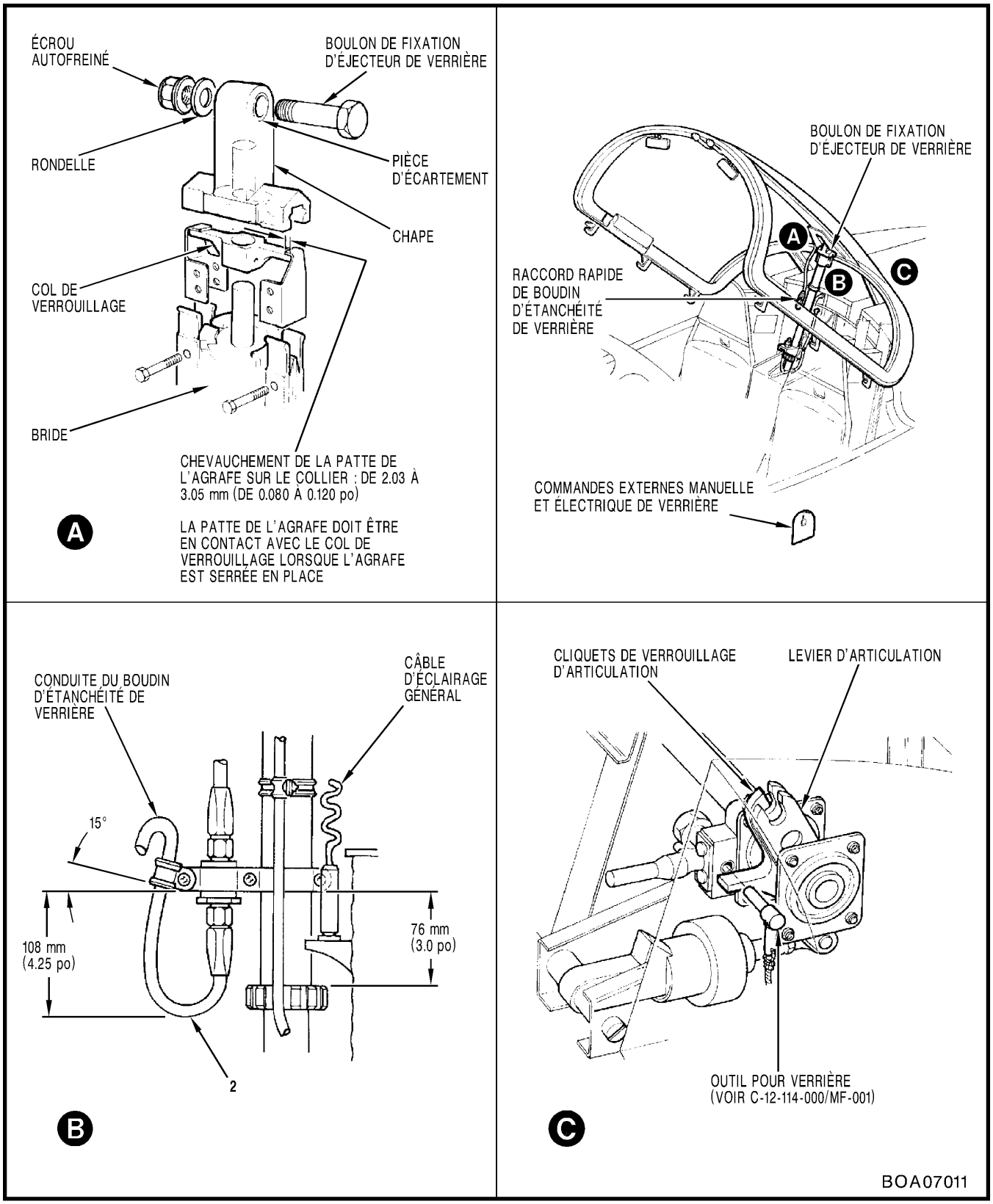


Figure 7-2-1 Dépose et pose de la verrière

lock and locking collar. This combination of yoke, remover, actuator and attaching hardware is referred to as the canopy remover system.

4. An interlock mechanism is operated by the canopy itself and ensures that the canopy is fully down on the sill before any forward movement of the canopy can take place, as the canopy operating mechanism is locked via the interlock hook. The interlock hook in the bellcrank is released by the canopy as the canopy touches down on the cockpit rollers.

5. Two hydraulic dampers, bolted to the structure, and mechanical linkage restrict the backward movement of the canopy to 38 mm (1.5 in.) and absorb shock loads imposed on the structure by canopy jettison operation. The dampers also prevent rebound of linkage to ensure that the hinge locking pawls remain clear of the canopy hinge pins during canopy jettison. The operating linkage incorporates two locking features. The over-centre toggles act as a primary lock, and the irreversible screw-jack (actuator) acts as a secondary lock.

NOTE

To ensure proper performance in case of canopy jettison, the two dampers shall be matched.

CAUTION

Canopy switch shall not be operated when cockpit handcrank is being used.

6. The canopy may be controlled from the cockpit by a toggle switch, at the LH side of the instrument panel marked CANOPY ARMING, which arms the systems when set to OPEN or CLOSE, and by a momentary push-button switch marked CANOPY ACTUATE, which actuates the canopy to the preselected position. In the event of electrical failure, the canopy may be opened by a handcrank. The canopy may also be controlled from outside the fuselage by two spring-loaded toggle switches or a handcrank, which are all located under access panel No. 15-2 (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-4).

verrou à ressort et un col de verrouillage. L'ensemble de la chape, de l'éjecteur, de l'actionneur et de la quincaillerie de fixation forme ce qu'on appelle le circuit d'éjecteur de verrière.

4. Un mécanisme d'interverrouillage, actionné par la verrière elle-même, fait en sorte que la verrière est complètement descendue sur sa base d'appui avant que tout mouvement avant de la verrière puisse avoir lieu, car le mécanisme de manoeuvre de la verrière est verrouillé par le crochet d'interverrouillage. Ce dernier, dans son guignol, est dégagé par la verrière lorsque celle-ci vient reposer sur les galets du poste de pilotage.

5. Deux amortisseurs hydrauliques, boulonnés à la structure, et une tringlerie limitent le mouvement arrière de la verrière à 38 mm (1.5 po) et absorbent les charges d'impact imposées à la structure par le largage de la verrière. Les amortisseurs empêchent également les mouvements de recul de la tringlerie pour faire en sorte que les cliquets de verrouillage des articulations restent dégagés des axes d'articulation de verrière pendant le largage de la verrière. La tringlerie de manoeuvre comporte deux dispositifs de verrouillage. Les bascules à arc-boutement servent de verrou principal tandis que le vérin à vis à pas irréversible (actionneur) agit comme verrou secondaire.

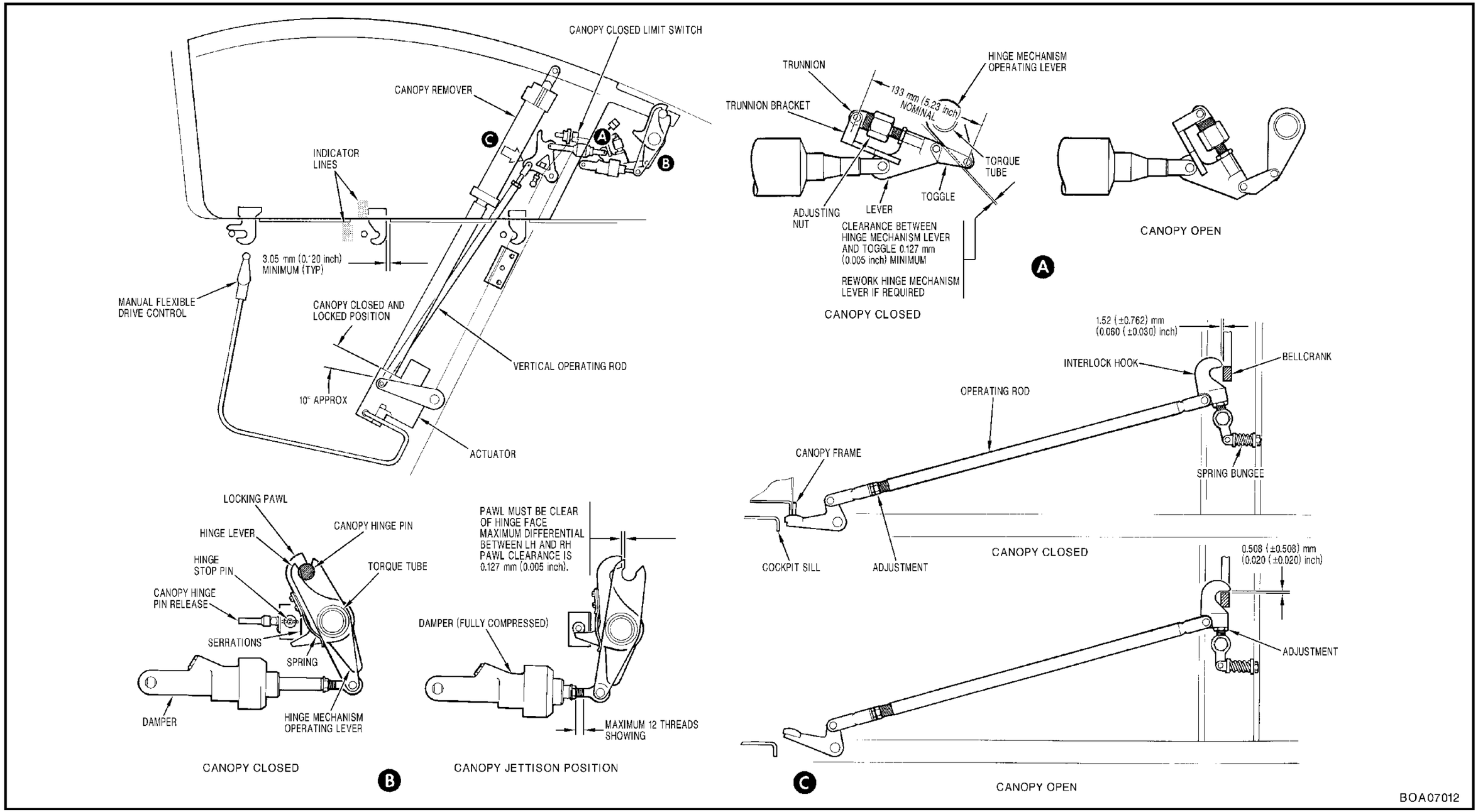
NOTA

Pour que leur fonctionnement soit adéquat en cas de largage de la verrière, les deux amortisseurs doivent être appariés.

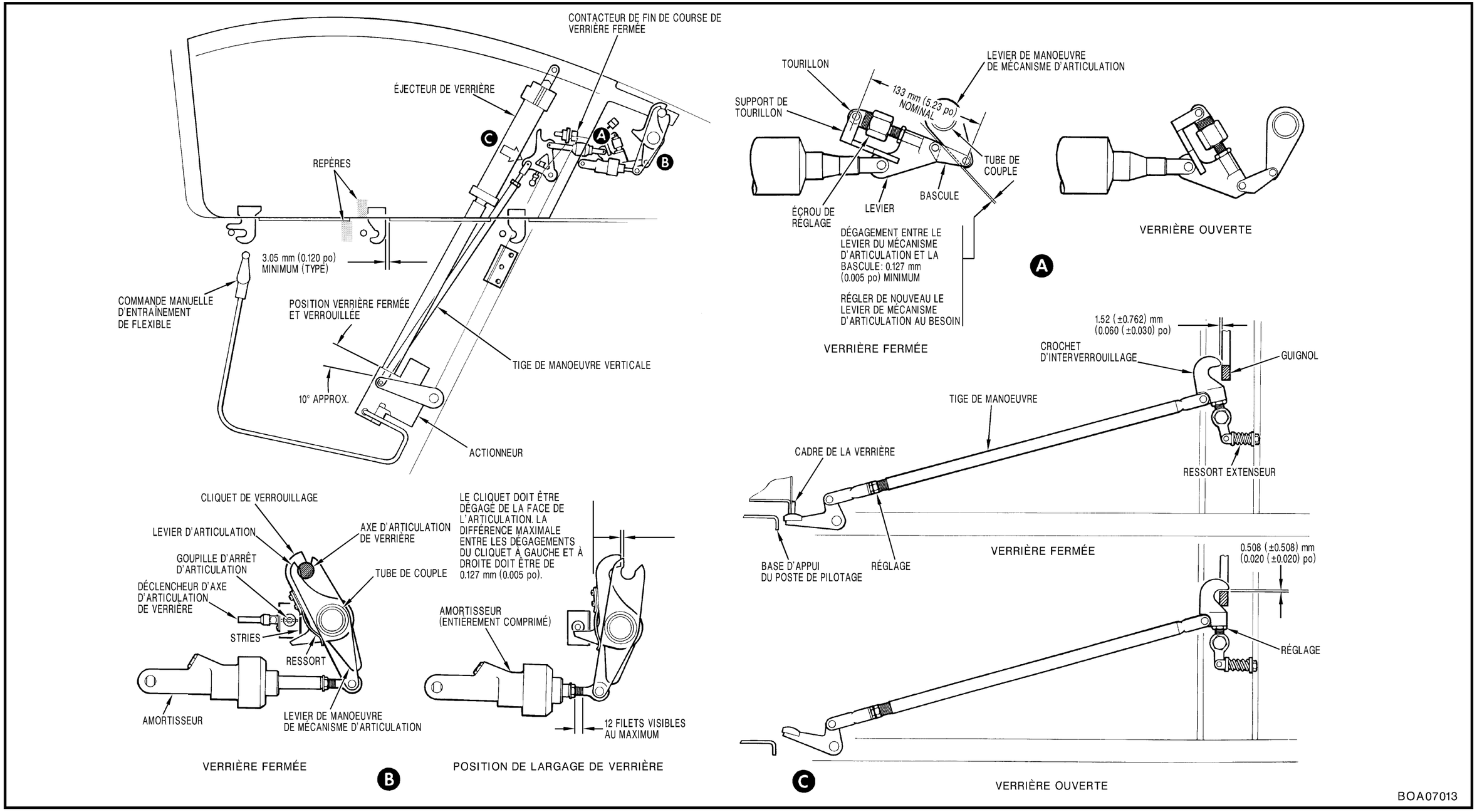
ATTENTION

Ne pas actionner l'interrupteur de verrière pendant qu'on utilise la manivelle du poste de pilotage.

6. La manoeuvre de la verrière peut être commandée ê partir du poste de pilotage au moyen d'un interrupteur à bascule, désigné CANOPY ARMING et situé sur le côté gauche du tableau de bord, qui arme les circuits lorsqu'il est mis sur OPEN ou sur CLOSE, et au moyen d'un poussoir à rappel, désigné CANOPY ACTUATE, qui permet d'amener la verrière à la position présélectionnée. En cas de défaillance de l'alimentation électrique, on peut ouvrir la verrière au moyen d'une manivelle. On peut aussi commander la manoeuvre de la verrière depuis l'extérieur du fuselage au moyen de deux interrupteurs à bascule à ressort ou d'une manivelle, tous situés sous le panneau d'accès n° 15-2 (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-4).



(Sheet 1 of 2) Canopy Operating Mechanism and Adjustment Figure 7-2-2



(feuille 1 de 2) Mécanisme de manoeuvre et réglage de la verrière Figure 7-2-2

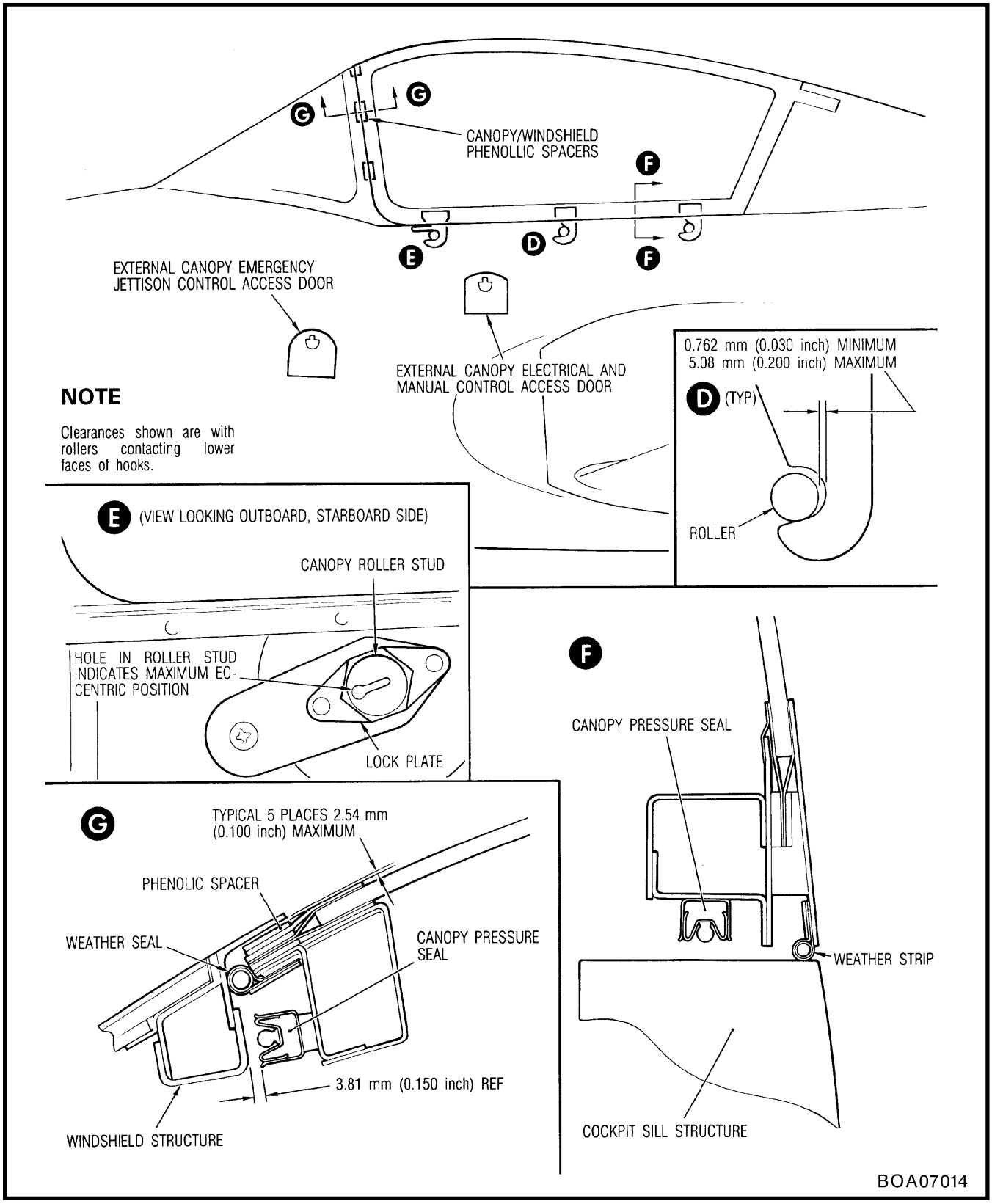


Figure 7-2-2 (Sheet 2 of 2) Canopy Operating Mechanism and Adjustment

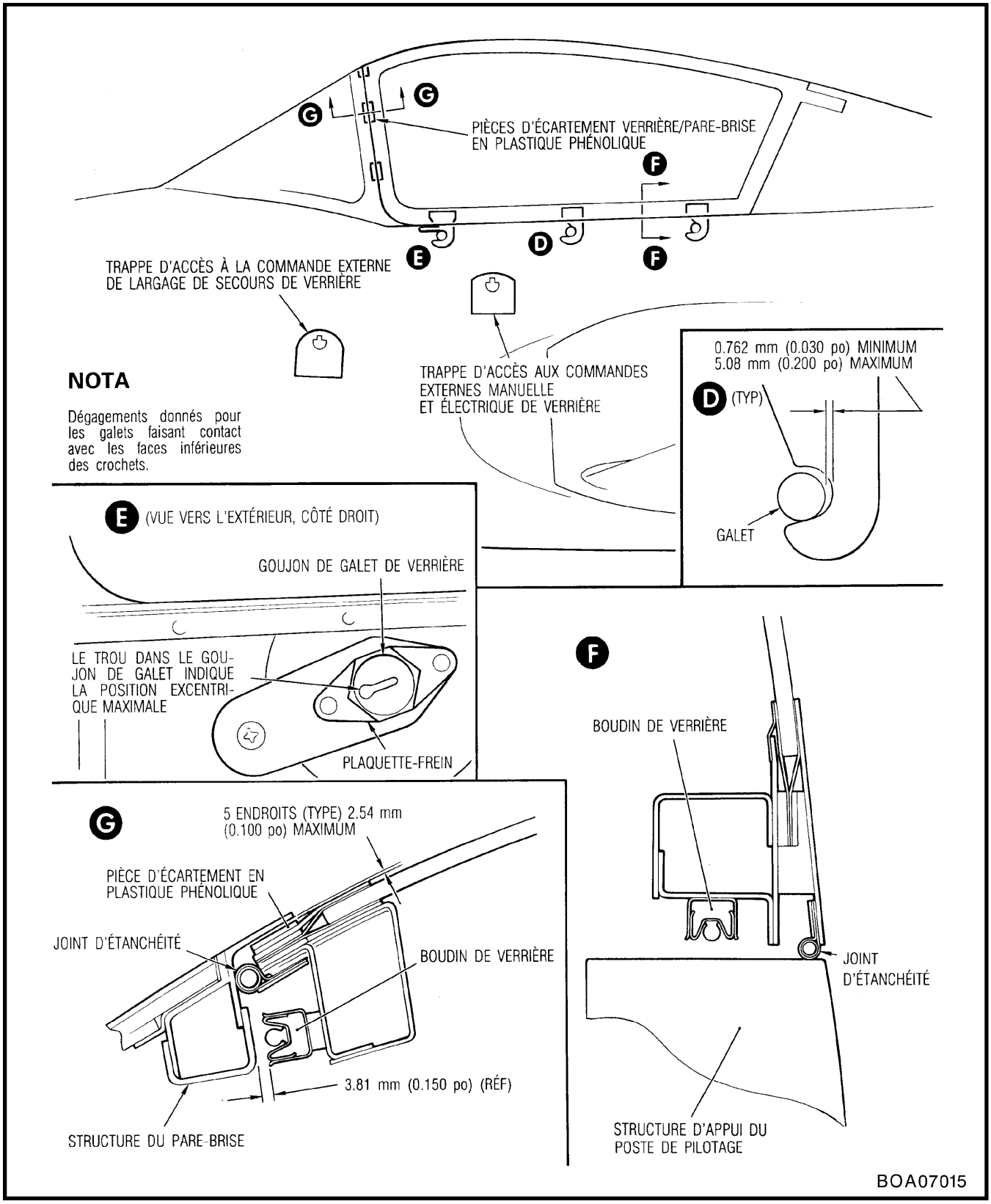


Figure 7-2-2 (feuille 2 de 2) Mécanisme de manoeuvre et réglage de la verrière

7. The CANOPY UNSAFE light on the annunciator panel provides visual indication of a canopy unsafe condition. It is controlled by the bellcrank limit switch, which is actuated when the canopy is closed and locked. The limit switch also controls power to the close winding of the canopy actuator motor through the canopy close control relay. Correct adjustment of this switch is important. As the canopy closes, the switch is actuated to cut off actuator power and motor overrun carries the canopy hinge mechanism into the over-centre condition. If the switch is actuated too soon, the over-centre link will not lock and the CANOPY LOCK light will remain on. If the switch is actuated too late, the overload clutch in the actuator will operate on each canopy close operation, causing unnecessary wear.

8. A white vertical indicator line is painted on the canopy sill and canopy at the LH and RH sides of the cockpit to provide a visual indication that the canopy is in the fully closed position.

CANOPY PRESSURE SEAL

9. The pressure seal consists of an inflatable weather-resistant rubber seal installed within the edges of the canopy. Air pressure for the seal is supplied from engine bleed air at an operating pressure of 138 ±13.8 kPa (20 ±2 psi). Inflation of the seal takes place automatically after the canopy has closed and locked. Selection of OPEN on the arming switch and depression of the canopy push button switch will energize the actuator, causing the canopy to unlock and automatically deflate the seal at the same time.

CANOPY ELECTRICAL SCHEMATIC

10. For the canopy control electrical schematic diagram, see Figure 7-2-3.

CANOPY OPERATION

11. Setting the CANOPY ARMING switch to OPEN and depressing the CANOPY ACTUATE switch (both switches are located at the bottom centre of instrument panel) extends the electrically operated jack actuator (see Figure 7-2-2). As the canopy hooks are guided by rollers, the actuator body may only move in the downward direction. This action causes the adjustable link assembly to move the canopy 38 mm (1.5 in.) aft to release the lock hooks from the rollers and the canopy to rise, allowing the operating rod to

7. Le voyant CANOPY UNSAFE, situé sur le panneau annonciateur, fournit une indication visuelle si la verrière n'est pas bien verrouillée. Ce voyant est commandé par le contacteur de fin de course du guignol, lequel est actionné lorsque la verrière est fermée et verrouillée. Le contacteur de fin de course commande aussi l'alimentation du bobinage de fermeture du moteur de l'actionneur de verrière, par l'intermédiaire du relais de commande de fermeture de verrière. Il est important que ce contacteur soit réglé correctement. Lorsque la verrière se ferme, le contacteur est actionné et coupe l'alimentation de l'actionneur; sur sa lancée, le moteur entraîne le mécanisme d'articulation de verrière en position d'arc-boutement. Si le contacteur est actionné trop tôt, la tringle d'arc-boutement ne se verrouille pas et le voyant CANOPY LOCK reste allumé. Si le contacteur est actionné trop tard, l'embrayage de surcharge dans l'actionneur entre en fonction chaque fois que la verrière se ferme, ce qui cause de l'usure inutilement.

8. Un repère vertical blanc, peint sur la base d'appui de la verrière et sur la verrière, sur les côtés gauche et droit du poste de pilotage, fournit une indication visuelle si la verrière est complètement fermée.

BOUDIN D'ÉTANCHÉITÉ DE VERRIÈRE

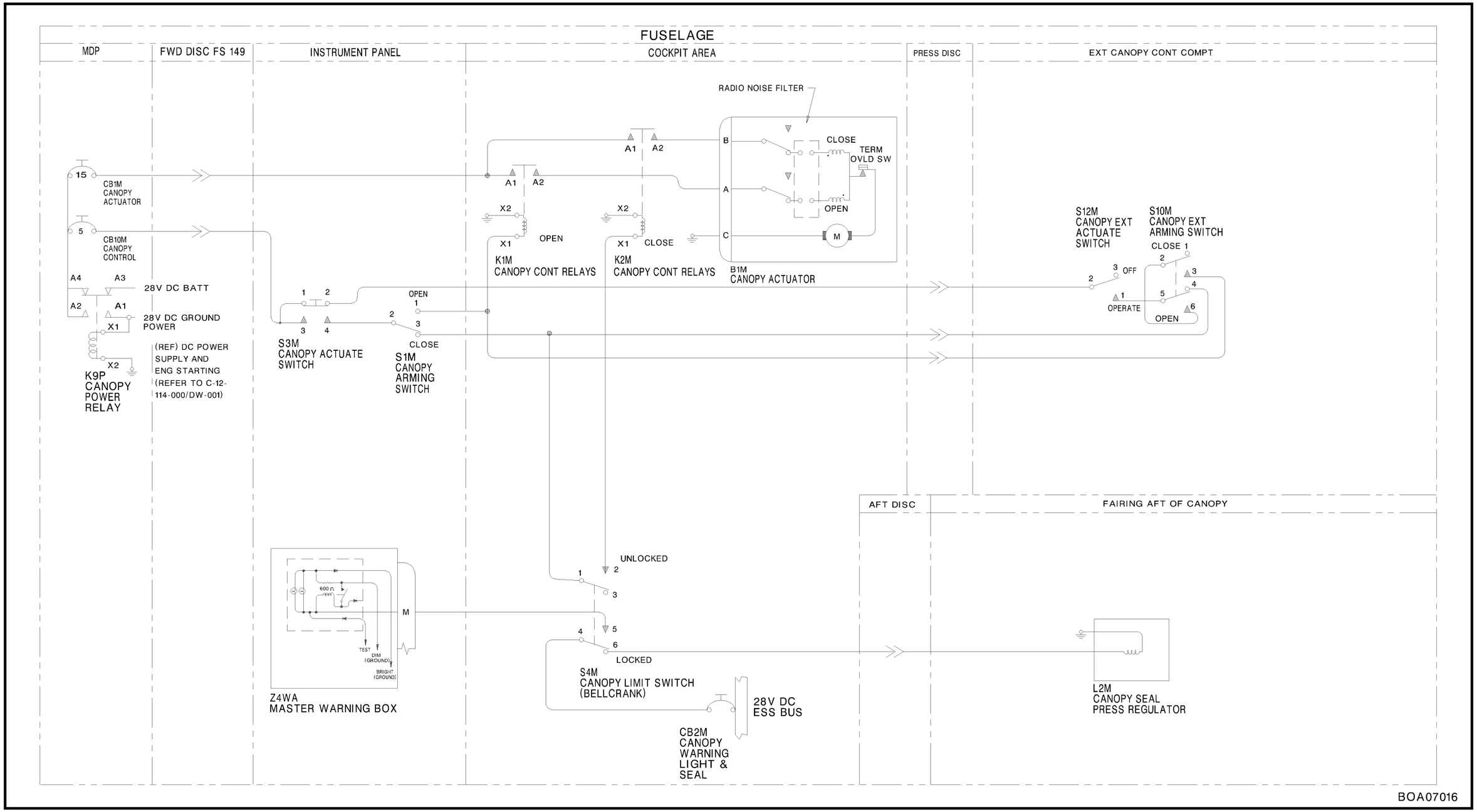
9. Le boudin d'étanchéité est un joint en caoutchouc gonflable, résistant aux intempéries, posé l'intérieur des bords de la verrière. La pression nécessaire au gonflage du boudin est fournie par de l'air de prélèvement réacteur à une pression de fonctionnement de 138 ±13.8 kPa (20 ±2 lb/po^2). Le gonflage du boudin s'effectue automatiquement une fois que la verrière est fermée et verrouillée. Lorsqu'on met l'interrupteur d'armement sur OPEN et qu'on enfonce le poussoir de la verrière, l'actionneur est mis sous tension, ce qui déverrouille la verrière et dégonfle automatiquement le boudin en même temps.

SCHÉMA ÉLECTRIQUE DE LA VERRIÈRE

10. Pour le schéma électrique du circuit de commande de la verrière, voir figure 7-2-3.

MANOEUVRE DE LA VERRIÈRE

11. Lorsqu'on met l'interrupteur CANOPY ARMING sur OPEN et qu'on enfonce le poussoir CANOPY ACTUATE (tous deux situés dans la partie centrale inférieure du tableau de bord), on provoque la sortie de l'actionneur à commande électrique (voir figure 7-2-2). Comme les crochets de la verrière sont guidés par les galets, le corps de l'actionneur ne peut se déplacer que vers le bas. Ce mouvement fait en sorte que la tringlerie réglable déplace la verrière de 38 mm (1.5 po) vers l'arrière pour dégager les crochets de



Canopy Control – Electrical Schematic Figure 7-2-3
Commande de verrière – schéma électrique Figure 7-2-3

engage the interlock hook, which remains locked until the canopy is properly closed to prevent premature locking. Manual operation of the canopy may also be accomplished by an internal or external handcrank.

CANOPY EMERGENCY JETTISON

CAUTION

Any fitting, hose or check valve that has been subjected to contaminating gas, due to firing of an initiator, shall be replaced.

12. The canopy is jettisoned during flight as a result of one of the following actions (see Figures 7-2-2 and 7-2-6):

a. Raising the seat leg guard handles to the upper travel limit. This initiates sequenced canopy jettison and seat ejection in rapid succession. The canopy jettison portion of the sequence occurs as a result of gas pressure generated by one of the seat-mounted M27 initiators activating the two canopy hinge release pins and the canopy remover firing pin release. The firing of the canopy remover causes rearward movement of the canopy which in turn causes the hinge locking pawls to be restrained by canopy hinge release pins, releasing the canopy hinge pins, and subsequent canopy jettison.

b. Pulling the internal emergency canopy jettison handle. This fires the M3A2 initiator located on the aft pressure bulkhead, activating the canopy hinge release pins and the canopy remover firing pin release. Check valves in the ballistic tubing runs prevent gas pressure from affecting the ejection seat ballistic system. Firing of the canopy remover and release of the canopy hinge pins occurs in the same manner as described in Step a.

13. The canopy may be ejected during ground emergencies as follows:

verrouillage des galets et que la verrière se lève, ce qui permet à la tige de manoeuvre d'engager le crochet d'interverrouillage, lequel reste verrouillé jusqu'à ce que la verrière soit bien fermée, cela afin d'empêcher un verrouillage prématuré. On peut aussi commander manuellement la manoeuvre de la verrière au moyen d'une manivelle interne ou externe.

LARGAGE DE SECOURS DE LA VERRIÈRE

ATTENTION

Remplacer tout raccord, tuyau ou clapet antiretour qui a été exposé à des gaz contaminants produits par le fonctionnement d'un déclencheur.

12. La verrière est larguée en vol si l'une des actions suivantes se produit (voir figures 7-2-2 et 7-2-6) :

a. Soulèvement des poignées de serre-jambe de siège jusqu'à la limite supérieure de leur course. Cela déclenche, en succession rapide, la séquence de largage de la verrière et d'éjection des sièges. Le largage de la verrière est causé par la pression du gaz produit par l'un des déclencheurs M27 montés sur les sièges, ce qui actionne les deux goupilles de libération d'articulation de verrière et le déclencheur de percuteur d'éjecteur de verrière. Le déclenchement de l'éjecteur de verrière entraîne le mouvement vers l'arrière de la verrière, ce qui provoque l'engagement des cliquets de verrouillage d'articulation par les goupilles de libération d'articulation de verrière, ce qui libère les axes d'articulation de verrière et entraîne le largage subséquent de la verrière.

b. Traction de la poignée interne de largage de secours de la verrière. Cela actionne le déclencheur M3A2 situé sur la cloison étanche arrière, ce qui actionne les goupilles de libération d'articulation de verrière et le déclencheur de percuteur d'éjecteur de verrière. Les clapets antiretour montés dans les conduites pyrotechniques empêchent la pression du gaz de nuire au circuit pyrotechnique d'éjection des sièges. Le déclenchement de l'éjecteur de verrière et la libération des axes d'articulation de verrière se produisent de la manière décrite à l'étape a.

13. En situation d'urgence au sol, la verrière peut être larguée de la façon suivante :

a. By opening access panel No. 15-6 (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-4) and pulling the external emergency jettison handle, the M3A2 initiator is fired, causing the same sequence of events as described in Paragraph 12, Step b.

INSTALLATION AND REMOVAL OF TELESCOPIC STRUT

14. To install the telescopic strut (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 13), proceed as follows:

a. Turn the canopy map light to the right (starboard) for additional clearance.

b. Disconnect canopy remover from canopy at attachment bolt at centre of canopy.

CAUTION

Ensure that the bushing is not dislodged from the canopy remover yoke after removing the canopy attachment bolt from the canopy remover.

c. Connect strut to canopy with attached pin.

d. Connect the lower end of strut to centre of windshield frame with the attached pin.

e. Disconnect the canopy pressure seal quick disconnect.

f. Disconnect the canopy light quick disconnect.

g. Remove the canopy attachment bolt, nut and washer from the canopy centre structure.

h. Carefully extend the telescopic strut to its full extension, ensuring that the bushing in the canopy remover yoke assembly does not dislodge in the process.

i. Fully extend the telescopic strut to place the canopy in a vertical position.

a. Lorsqu'on ouvre le panneau d'accès n° 15-6 (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-4) et qu'on tire sur la poignée externe de largage de secours, le déclencheur M3A2 est actionné, ce qui provoque l'exécution de la séquence d'évènements décrite au paragraphe 12, étape b.

POSE ET DÉPOSE DE LA CONTREFICHE TÉLESCOPIQUE

14. Pour poser la contrefiche télescopique (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 13), procéder comme suit :

a. Tourner la liseuse de cartes de verrière vers la droite (tribord) pour obtenir plus d'espace de travail.

b. Détacher l'éjecteur de verrière de la verrière au boulon de fixation au centre de la verrière.

ATTENTION

S'assurer que la bague n'est pas délogée de la chape d'éjecteur de verrière une fois qu'on a retiré le boulon de fixation de verrière de l'éjecteur de verrière.

c. Raccorder la contrefiche à la verrière avec la goupille en place.

d. Raccorder l'extrémité inférieure de la contrefiche au centre du cadre du pare-brise avec la goupille en place.

e. Détacher le raccord rapide du boudin d'étanchéité de verrière.

f. Détacher le raccord rapide de la liseuse de cartes de verrière.

g. Enlever le boulon de fixation de verrière, l'écrou et la rondelle de la structure centrale de la verrière.

h. Sortir soigneusement la contrefiche télescopique jusqu'au maximum de sa course, en s'assurant que la bague dans la chape d'éjecteur de verrière ne se déloge pas durant la manoeuvre.

i. Sortir complètement la contrefiche télescopique pour mettre la verrière en position verticale.

NOTE

While raising the canopy, ensure that the spring-loaded locking pin engages in the inner tube of the strut (a red line is painted on the sliding part of the strut to indicate the alignment of the locking pin hole position when the strut is extended).

j. Push lockring against the locking pin.

15. To remove the telescopic strut, reverse Paragraph 14 procedure.

REMOVAL OF CANOPY REMOVERS

16. For removal of the canopy remover from the aircraft, see Figure 7-2-4 and proceed as follows:

a. Ensure ground safety and maintenance pins with streamers are installed in the following locations:

(1) One maintenance safety pin in the top of the M1A3 canopy remover.

(2) One pin in the RH leg guard handle on EACH seat.

(3) Install a positive locking retaining pin on the M3A2 canopy emergency jettison initiator on the LH side of the rear bulkhead.

b. Open canopy fully.

c. Pull the EMERG IFF, SEAT ADJUST LH, SEAT ADJUST RH, ENGINE START AND CONTROL, IGNITION, BOOST PUMP, IFF, UHF MAIN AND IFF TEST SET circuit breakers. Also, on AUP aircraft, pull S/P CONTROL circuit breaker.

d. Turn the canopy light to the right (starboard) and install the telescopic strut (refer to Paragraph 14).

NOTA

Pendant la levée de la verrière, s'assurer que la goupille de verrouillag à ressort s'engage dans le tube intérieur de la contrefiche (une ligne rouge est peinte sur la partie coulissante de la contrefiche et indique l'alignement du trou de goupille de verrouillage lorsque la contrefiche est sortie).

j. Pousser l'anneau de verrouillage contre la goupille de verrouillage.

15. Pour déposer la contrefiche télescopique, suivre la procédure du paragraphe 14 en ordre inverse.

DÉPOSE DES ÉJECTEURS DE VERRIÈRE

16. Pour déposer l'éjecteur de verrière de l'avion, voir figure 7-2-4 et procéder comme suit :

a. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol et de maintenance accompagnées de banderoles sont en place aux endroits suivants :

(1) Une goupille de sécurité de maintenance au sommet de l'éjecteur de verrière M1A3.

(2) Une goupille dans la poignée du serre-jambe droit de CHAQUE siège.

(3) Une goupille de retenue à verrouillage par enclenchement sur le déclencheur de largage de secours de verrière M3A2 sur le côté gauche de la cloison arrière.

b. Ouvrir complètement la verrière.

c. Tirer les disjoncteurs EMERG IFF, SEAT ADJUST LH, SEAT ADJUST RH, ENGINE START AND CONTROL, IGNITION, BOOST PUMP, IFF, UHF MAIN et IFF TEST SET. Sur les avions visés par le programme de modernisation de l'avionique (AUP), tirer également le disjoncteur S/P CONTROL.

d. Tourner la liseuse de cartes de verrière vers la droite (tribord) et poser la contrefiche télescopique (voir paragraphe 14).

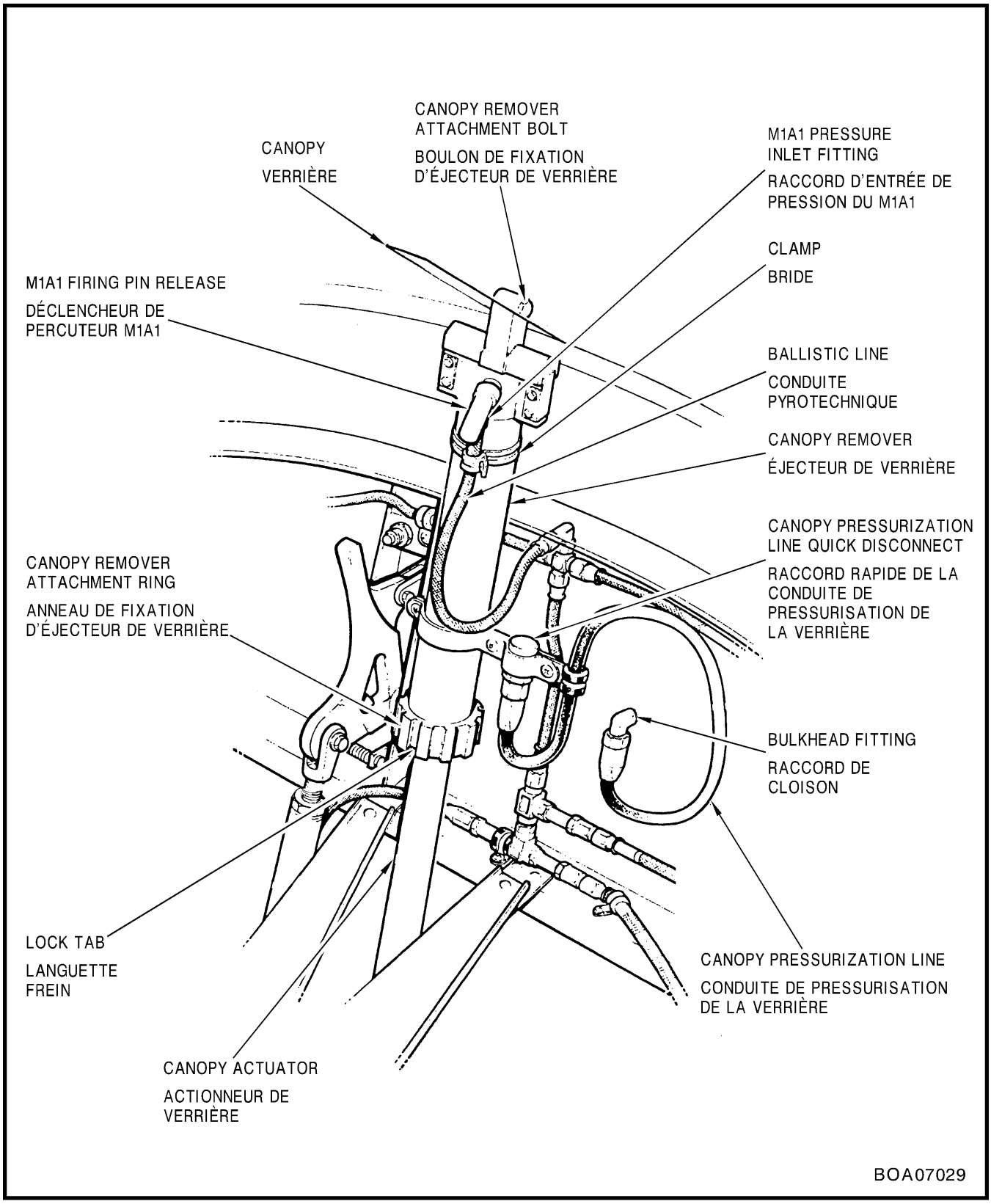


Figure 7-2-4 Removing the Canopy Remover
Figure 7-2-4 Dépose de l'éjecteur de verrière

CAUTION

Ensure that the bushing is not dislodged from the canopy remover yoke after removing the canopy attachment bolt from the canopy remover.

e. Disconnect the ballistic line from the M1A1 firing pin release and remove clamp from the canopy remover. Cap M1A1 inlet and ballistic line.

f. Disconnect the canopy pressurization quick disconnect from the bulkhead fitting.

g. Remove the lock-tab from the canopy remover attachment ring by removing the lockwire and two screws.

h. Unscrew the canopy remover attachment ring to release the canopy remover from the canopy actuator.

REPLACING TIME EXPIRED (TX) CANOPY REMOVER

17. Refer to C-74-377-AE0/TA-000 Special Handling, Parts 1 and 3. Replace TX canopy remover as follows:

WARNING

As the canopy remover contains an explosive charge, extreme care shall be taken when handling.

a. Place TX canopy remover horizontally, M1A1 firing pin release facing upward, in a vice with protected jaws.

WARNING

The M1A1 firing pin release shall not be removed from the canopy remover unless a cotter pin replaces the safety pin in the safety pin hole.

b. Ensure that the operating rod of the M1A1 firing pin release is still completely through the canopy remover and remove safety pin.

ATTENTION

S'assurer que la bague n'est pas délogée de la chape d'éjecteur de verrière une fois qu'on a retiré le boulon de fixation de verrière de l'éjecteur de verrière.

e. Débrancher la conduite pyrotechnique du déclencheur de percuteur M1A1 et enlever la bride de l'éjecteur de verrière. Poser un capuchon sur l'entrée du M1A1 et un bouchon dans la conduite pyrotechnique.

f. Détacher le raccord rapide de pressurisation de verrière du raccord de cloison.

g. Enlever la languette frein de l'anneau de fixation d'éjecteur de verrière en enlevant le fil à freiner et les deux vis.

h. Dévisser l'anneau de fixation d'éjecteur de verrière pour libérer l'éjecteur de verriére de l'actionneur de verrière.

REMPLACEMENT D'UN ÉJECTEUR DE VERRIÈRE PÉRIMÉ

17. Voir les renseignements sur la manipulation spéciale dans C-74-377-AE0/TA-000, parties 1 et 3. Remplacer l'éjecteur de verrière périmé comme suit :

AVERTISSEMENT

L'éjecteur de verrière contient une charge explosive. Il faut donc faire extrêmement attention lorsqu'on le manipule.

a. Placer l'éjecteur de verrière périmé à l'horizontale, le déclencheur de percuteur M1A1 faisant face au haut, dans un étau à mâchoires protectrices.

AVERTISSEMENT

Le déclencheur de percuteur M1A1 ne doit pas être enlevé de l'éjecteur de verrière à moins qu'une goupille fendue ne soit insérée dans le trou de goupille de sécurité à la place de la goupille de sécurité.

b. S'assurer que la tige de manoeuvre du déclencheur de percuteur M1A1 traverse encore complètement l'éjecteur de verrière, puis retirer la goupille de sécurité.

c. Remove the yoke/locking collar/clamp assembly from the canopy remover. The attachment ring and pressurization clamp quick disconnect will not be removed at this time.

WARNING

The M1A1 firing pin release shall not be removed from the canopy remover unless a cotter pin replaces the safety pin in the safety pin hole.

d. Insert and secure a new cotter pin in the safety pin hole.

WARNING

Ensure that personnel never stand in line with the axis of the canopy remover at the M1A1 firing pin release end.

WARNING

If undue resistance is encountered during removal of the M1A1 firing pin release from the canopy remover, all work shall cease and the canopy remover (charge) shall be stored in a certified lock-up until disposal instructions are received from NDHQ.

e. Remove the M1A1 firing pin release from the canopy remover.

f. Install shipping wire (a single strand of 1.57 mm (0.062 in.) soft temper steel, zinc coated No. 1010, finish 5, class 1 specification QQ-W-461) through the firing pin release hole and secure.

g. Remove the canopy remover from the vice and loosen screws and remove pressurization quick disconnect (QD) clamp and hose.

h. Remove the attachment ring from the canopy remover.

c. Enlever de l'éjecteur de verrière l'ensemble de la chape, du col de verrouillage et de la bride. Ne pas enlever l'anneau de fixation et le raccord rapide de conduite de pressurisation de verrière à ce stade-ci.

AVERTISSEMENT

Le déclencheur de percuteur M1A1 ne doit pas être enlevé de l'éjecteur de verrière à moins qu'une goupille fendue ne soit insérée dans le trou de goupille de sécurité à la place de la goupille de sécurité.

d. Insérer et fixer une goupille fendue neuve dans le trou de goupille de sécurité.

AVERTISSEMENT

S'assurer qu'aucun des membres du personnel ne se trouve dans l'axe de l'éjecteur de verrière, à l'extrémité du déclencheur de percuteur M1A1.

AVERTISSEMENT

Si l'on observe une résistance anormale lorsqu'on enlève le déclencheur de percuteur M1A1 de l'éjecteur de verrière, arrêter tout travail et entreposer l'éjecteur de verrière (la charge) dans un compartiment verrouillé homologué jusqu'à ce qu'on recoive du QGDN des instructions d'élimination.

e. Enlever le déclencheur de percuteur M1A1 de l'éjecteur de verrière.

f. Insérer le câble d'expédition (un brin unique de 1.57 mm (0.062 po) d'acier à trempe douce, zingué, n° 1010, fini 5, classe 1, spfécification QQ-W-461) dans le trou du déclencheur de percuteur et le fixer.

g. Sortir de l'étau l'éjecteur de verrière, desserrer les vis, puis enlever la bride du raccord rapide de pressurisation et la conduite.

h. Enlever l'anneau de fixation de l'éjecteur de verrière.

PREPARATION FOR SHIPMENT

18. In preparation for shipment of TX canopy remover, ensure to attach a completed Identity and Condition tag, CF 942, and store in an approved lock-up.

NOTE

Ensure to annotate the aircraft explosive Cartridge and Cartridge Actuated Device Record, CF 353, to reflect the change.

PREPARATION OF CANOPY REMOVER FOR INSTALLATION

19. Inspect the replacement canopy remover, ensuring that the shipping wire is in place, the cotter pin is inserted and secured in the safety pin hole, and the lead seal is in place and intact. Install canopy remover as follows:

WARNING

Do not remove the cotter pin until the M1A1 firing pin release has been properly installed.

a. Install the attachment ring on the replacement canopy remover.

b. Install the pressurization QD clamp with hose and tighten screws.

c. Secure the canopy remover in a vice with protective jaws.

WARNING

Ensure the cotter pin is properly inserted and secured in the safety pin hole.

d. Inspect M1A1 prior to installation.

e. Lightly lubricate the M1A1 firing pin rod with DOW Corning (MIL-S-8660).

f. Remove the shipping wire and immediately insert the M1A1 operating rod into the canopy remover until the mounting plugs of the firing pin release are touching the outside flat sur-

PRÉPARATION EN VUE DE L'EXPÉDITION

18. Pour préparer l'éjecteur de verrière périmé en vue de son expédition, s'assurer d'y attacher un formulaire CF 942, étiquette d'état du matériel, rempli, puis d'entreposer l'éjecteur dans un compartiment verrouillé approuvé.

NOTA

S'assurer de faire les inscriptions nécessaires sur le formulaire CF 353, Registre des dispositifs pyrotechniques, pour rendre compte du changement.

PRÉPARATION DE L'ÉJECTEUR DE VERRIÈRE EN VUE DE LA POSE

19. Inspecter l'éjecteur de verrière de rechange, en s'assurant que le câble d'expédition est en place, que la goupille fendue est insérée et fixée dans le trou de goupille de sécurité et que le plomb de sécurité est en place et intact. Poser l'éjecteur de verrière comme suit :

AVERTISSEMENT

Ne pas enlever la goupille fendue avant que le déclencheur de percuteur M1A1 soit posé correctement.

a. Poser l'anneau de fixation sur l'éjecteur de verrière de rechange.

b. Poser la bride du raccord rapide de pressurisation, avec la conduite, et serrer les vis.

c. Fixer l'éjecteur de verrière dans un étau à mâchoires protectrices.

AVERTISSEMENT

S'assurer que la goupille fendue est correctement insérée et fixée dans le trou de goupille de sécurité.

d. Inspecter le M1A1 avant la pose.

e. Lubrifier légèrement la tige du percuteur M1A1 avec le produit DOW Corning (MIL-S-8660).

f. Enlever le câble d'expédition et insérer immédiatement la tige de manoeuvre du M1A1 dans l'éjecteur de verrière jusqu'à ce que les bouchons de montage du déclencheur de

face of the telescoping tube stop. Ensure that the pressure inlet is facing downward (see Figure 7-2-2).

WARNING

If undue resistance or difficulty is encountered when attempting to insert the M1A1 firing pin release or the safety pin and/or the holes are misaligned, the canopy remover shall be considered ''DANGEROUS AND UNSAFE EXPLOSIVES''. All work shall cease immediately, personnel evacuated and EOD personnel notified.

g. Visually ensure that the operating rod of the firing pin release is completely through the canopy remover.

h. Secure the M1A1 firing pin release to the canopy remover using the two drilled fillister head screws and secure the screws with 0.81 mm (0.032 in.) lockwire. Remove the cotter pin from the safety pin hole.

i. Install the yoke/locking collar/clamp assembly to the replacement canopy remover (see Figure 7-2-5).

j. Install the proper safety pin in the safety pin hole.

INSTALLATION OF CANOPY REMOVER

20. To install the canopy remover in the aircraft, proceed as follows:

a. Position the canopy remover above the canopy actuator and align the threaded portion of the canopy actuator with the canopy remover attachment ring. Hand tighten the canopy remover attachment ring.

b. If necessary, back off the canopy remover attachment ring until lock-tab holes line up with the threaded holes in the canopy actuator.

c. Install the lock-tab on the canopy actuator with two screws and secure with 0.81 mm (0.032 in.) lockwire.

percuteur touchent la surface plate extérieure de la butée du tube télescopique. S'assurer que l'entrée de pression est orientée vers le bas (voir figure 7-2-2).

AVERTISSEMENT

Si l'on observe une résistance anormale ou si l'on a de la difficulté lorsqu'on tente d'insérer le déclencheur de percuteur M1A1 ou la goupille de sécurité, ou si les trous sont mal alignés, l'éjecteur de verrière doit être considéré comme un explosif dangereux (DANGEROUS AND UNSAFE EXPLOSIVES). Cesser tout travail immédiatement, faire évacuer le personnel et prévenir le personnel responsable de la neutralisation des explosifs et munitions (NEM).

g. S'assurer visuellement que la tige de manoeuvre du déclencheur de percuteur traverse complètement l'éjecteur de verrière.

h. Fixer le déclencheur de percuteur M1A1 à l'éjecteur de verrière au moyen des deux vis à tête cylindrique bombée percée, puis fixer les vis avec du fil à freiner de 0.81 mm (0.032 po). Retirer la goupille fendue du trou de goupille de sécurité.

i. Poser l'ensemble de la chape, du col de verrouillage et de la bride sur l'éjecteur de verrière de rechange (voir figure 7-2-5).

j. Insérer la goupille de sécurité appropriée dans le trou de goupille de sécurité.

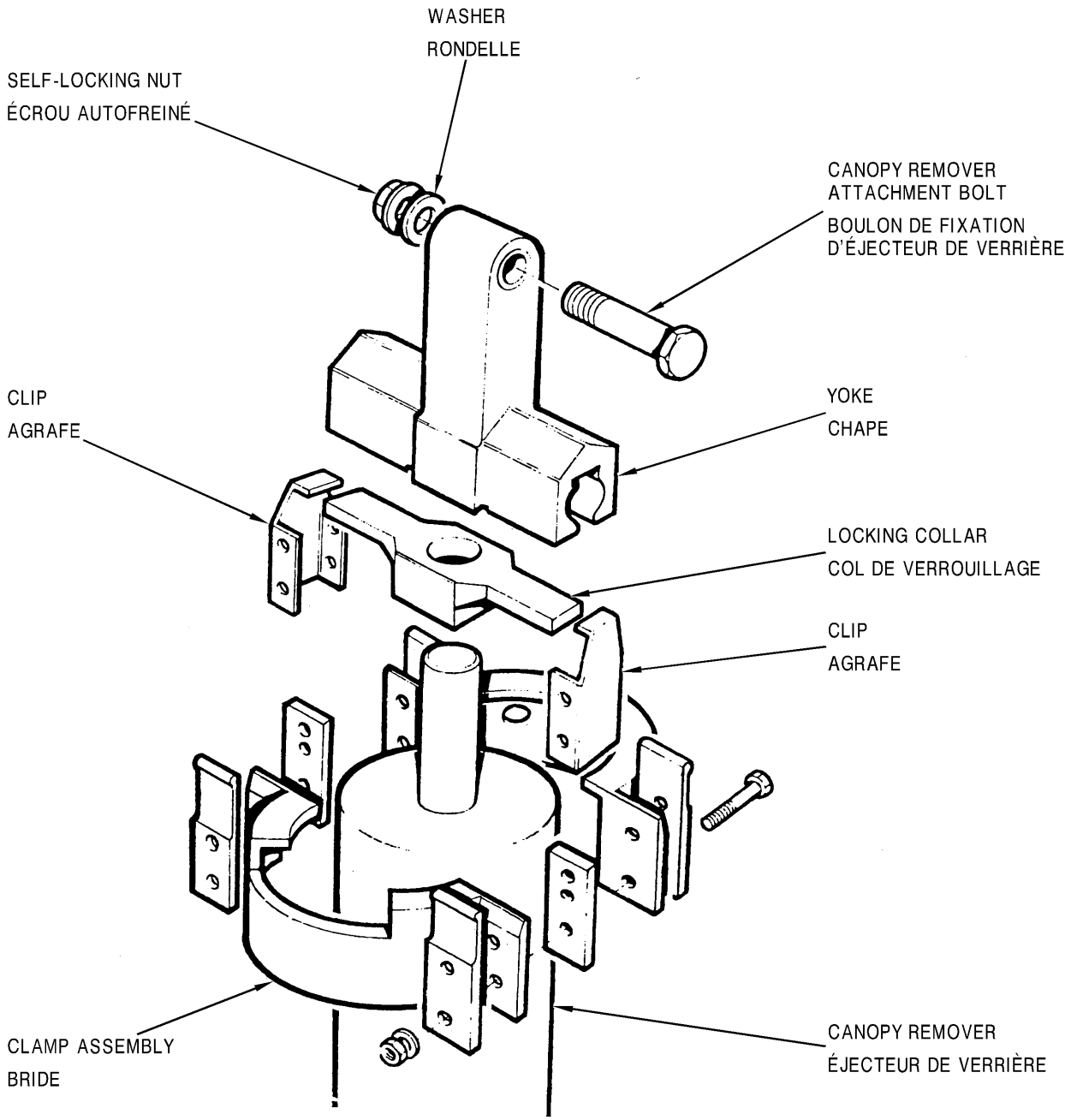
POSE DE L'ÉJECTEUR DE VERRIÈRE

20. Pour poser l'éjecteur de verrière dans l'avion, procéder comme suit :

a. Placer l'éjecteur de verrière au-dessus de l'actionneur de verrière et aligner la partie filetée de l'actionneur de verrière sur l'anneau de fixation d'éjecteur de verrière. Serrer à la main l'anneau de fixation d'éjecteur de verrière.

b. Si nécessaire, reculer l'anneau de fixation d'éjecteur de verrière jusqu'à ce que les trous de la languette frein s'alignent sur les trous filetés dans l'actionneur de verrière.

c. Poser la languette frein sur l'actionneur de verrière avec les deux vis, puis la fixer avec du fil à freiner de 0.81 mm (0.032 po).



NOTE

Tang of clip shall be in contact with and overlap the locking collar 0.080 to 0.120 inch (2.03 to 3.05 mm).

NOTA

La patte de l'agrafe doit être en contact avec le col de verrouillage et le chevaucher de 0.080 à 0.120 po (de 2.03 à 3.05 mm).

BOA07030

Figure 7-2-5 Installing the Yoke / Locking Collar / Clamp Assembly
Figure 7-2-5 Pose de l'ensemble de la bride / col de verroullage / collier

d. Remove the caps from the M1A1 firing pin release and the connecting ballistic line. Connect the ballistic line to the M1A1 firing pin release and connect the clamp to the canopy remover.

e. Connect the canopy pressurization line to the bulkhead fitting.

f. Lower the canopy under control by retracting the telescopic strut.

g. While one technician supports the canopy, a second technician removes the attachment pins, one connecting the telescopic strut to the canopy and the other pin connecting the strut to the windshield frame. The same technician then attaches the canopy remover to the canopy using the canopy remover attachment bolt.

h. Position the M1A3 canopy remover and ballistic hose clamp approximately 1.5 in. below the lower edge of the canopy remover yoke.

NOTE

The ballistic line shall be positioned so that during full range of canopy operation, it will not kink, be crushed by the clamp or rub (chafe) against the canopy remover or canopy pressurization hose.

i. Reposition the canopy map light and ensure that the cable is connected.

j. Reset all circuit breakers.

k. Replace the positive locking retaining pin on the canopy emergency jettison initiator with a ground safety pin (located on the LH side of the rear bulkhead).

EMERGENCY CANOPY JETTISON CONTROLS FUNCTIONAL TEST

21. For the functional test of the emergency canopy jettison controls, see Figure 7-2-6 and proceed as follows:

d. Enlever les capuchons du déclencheur de percuteur M1A1 et de la conduite pyrotechnique connexe. Raccorder la conduite pyrotechnique au déclencheur de percuteur M1A1 et raccorder la bride à l'éjecteur de verrière.

e. Raccorder la conduite de pressurisation de verrière au raccord de cloison.

f. Descendre la verrière de façon contrôlée, en rentrant la contrefiche télescopique.

g. Pendant qu'un technicien supporte la verrière, un deuxième technicien doit enlever les goupilles de fixation, l'une raccordant la contrefiche télescopique à la verrière et l'autre raccordant la contrefiche au cadre du pare-brise. Le même technicien doit ensuite rattacher l'éjecteur de verrière à la verrière au moyen du boulon de fixation d'éjecteur de verrière.

h. Placer l'éjecteur de verrière M1A3 et la bride de conduite pyrotechnique à environ 1.5 po au-dessous de l'extrémité inférieure de la chape d'éjecteur de verrière.

NOTA

La conduite pyrotechnique doit être placée de façon à ce qu'elle ne se torde pas, ne soit pas écrasée par la bride ou ne frotte pas (ne s'use pas) contre l'éjecteur de verrière ou contre la conduite de pressurisation de verrière, et cela sur toute la course de la verrière.

i. Remettre en place la liseuse de cartes de verrière et s'assurer que le câble est branché.

j. Enclencher tous les disjoncteurs.

k. Sur le déclencheur de largage de secours de verrière, remplacer la goupille de retenue à verrouillage par enclenchement par une goupille de sécurité au sol (se trouvant sur le côté gauche de la cloison arrière).

ESSAI DE FONCTIONNEMENT DES COMMANDES DE LARGAGE DE SECOURS DE VERRIÈRE

21. Pour l'essai de fonctionnement des commandes de largage de secours de verrière, voir figure 7-2-6 et procéder comme suit :

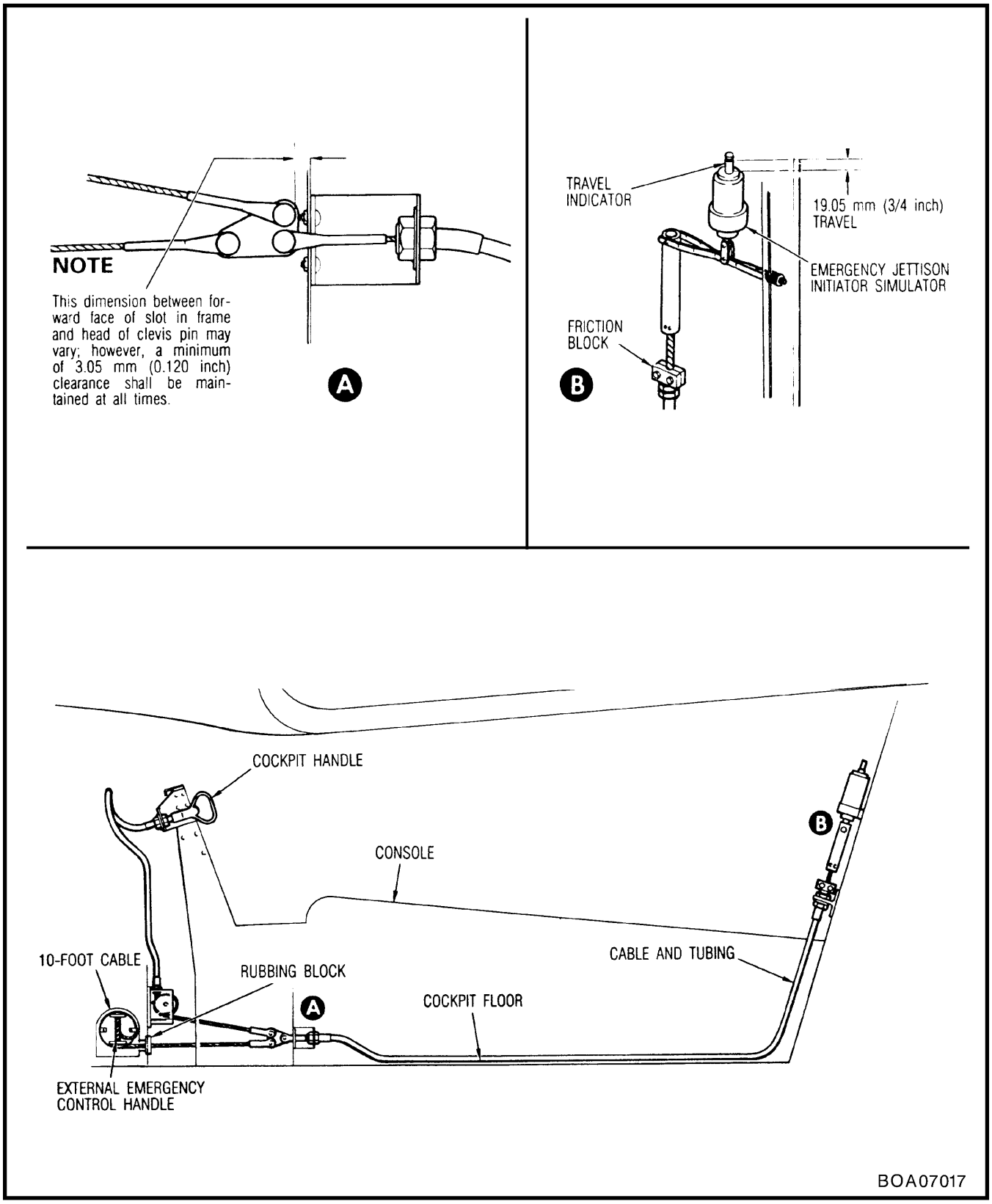


Figure 7-2-6 Canopy Emergency Jettison Control

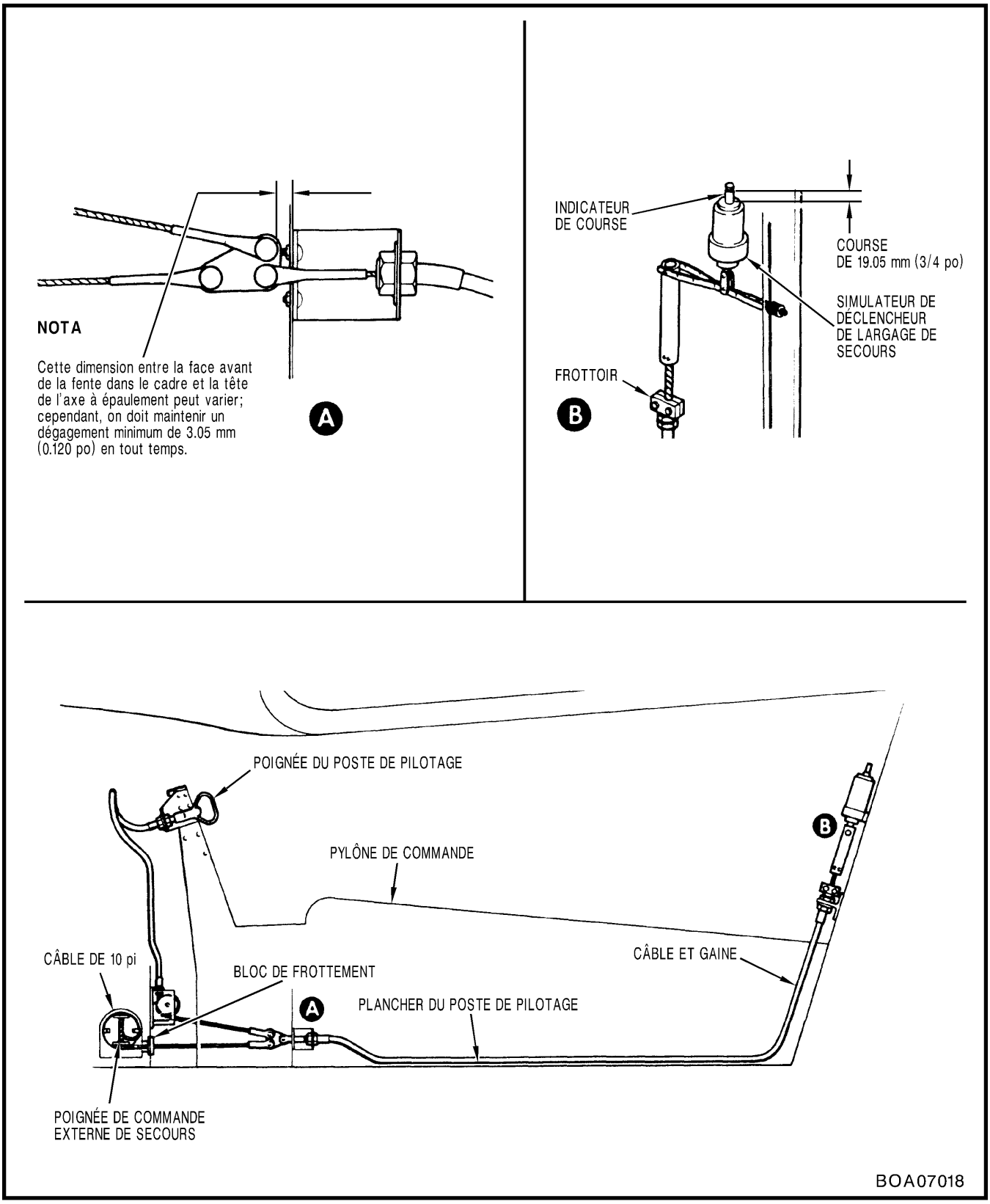


Figure 7-2-6 Circuit de commande de largage de secours de verrière

a. Replace the M3A2 ground safety pin with positive locking retaining pin with streamer, Part No. 481-203. Remove cover assembly (refer to C-12-114-000/MY-001).

b. Disconnect cable and tube from initiator, attach force indicator to cockpit handle and check that the load required to pull the cable through the friction block at pressure bulkhead is 10 to 44 N (4 to 10 lb). Adjust by torquing the friction block clamp bolts.

c. Remove M3A2 initiator, install simulator (refer to C-12-114-000/MF-001), and connect cable assembly.

d. Check that the cockpit handle is fully in and that the friction block is resting against the tee.

e. Attach force indicator to cockpit handle and check that load required to move the test indicator (simulator) through 6.35 mm (0.25 in.) travel (indicated by shaft travel at end of simulator) is 89 N (20 lb) minimum, 156 N (35 lb) maximum. Check that handle travel is 51 to 152 mm (2 to 6 in.).

f. Return control system to its normal position. Install witness wire on cockpit handle (see Figure 1-2, Item 22).

g. Attach force indicator to external handle and check loads and travel within limits.

h. Remove simulator and install live initiator.

i. Connect cable attachment and ballistic line to the initiator.

j. Return control system to its normal position.

k. Install cover assembly, replace positive lock retaining pin, Part No. 481-203, with ground safety pin and streamer.

a. Remplacer la goupille de sécurité au sol du M3A2 par une goupille de retenue à verrouillage par enclenchement accompagnée d'une banderole, n° de pièce 481-203. Enlever le couvercle (voir C-12-114-000/MY-001).

b. Débrancher le câble et le tube du déclencheur, attacher le dynamomètre à la poignée du poste de pilotage et vérifier que la charge nécessaire pour tirer le câble à travers le frottoir à la cloison étanche est comprise entre 10 et 44 N (4 et 10 lb). Faire le réglage en serrant les boulons de la bride du frottoir.

c. Enlever le déclencheur M3A2, poser le simulateur (voir C-12-114-000/MF-001) et brancher le câble.

d. S'assurer que la poignée du poste de pilotage est complètement rentrée et que le frottoir est appuyé contre le té.

e. Attacher le dynamomètre à la poignée du poste de pilotage et s'assurer que la charge nécessaire pour déplacer l'indicateur d'essai (simulateur) sur une course de 6.35 mm (0.25 po) (selon l'indication donnée par le déplacement de l'arbre à l'extrémité du simulateur) est de 89 N (20 lb) au minimum et de 156 N (35 lb) au maximum. S'assurer que la course de la poignée est comprise entre 51 et 152 mm (2 et 6 po).

f. Ramener le circuit de commande à sa position normale. Poser le fil témoin sur la poignée du poste de pilotage (voir figure 1-2, article 22).

g. Attacher le dynamomètre à la poignée externe et s'assurer que les charges et la course se situent dans les limites prescrites.

h. Enlever le simulateur et poser le déclencheur actif.

i. Raccorder la fixation de câ et la conduite pyrotechnique au déclencheur.

j. Ramener le circuit de commande à sa position normale.

k. Poser le couvercle et remplacer la goupille de retenue à verrouillage par enclenchement, n° de pièce 481-203, par une goupille de sécurité au sol accompagnée d'une banderole.

WARNING

To prevent tangling of the emergency jettison cable, wrap cable counter-clockwise ensuring that the loops lie from inboard to outboard.

EJECTION THROUGH CANOPY

22. In the event of failure of the canopy jettison system, it is possible to eject the seats and crew safely through the canopy. A canopy breaker, attached to the seat assembly, shatters the plastic canopy as the seat travels up the seat rails.

REMOVAL OF CANOPY

23. To remove the canopy, proceed as follows:

a. Connect the battery.

b. Open access panel on LH side of aircraft and operate the toggle switch to raise canopy.

c. Ensure the three ground safety pins and one maintenance safety pin are installed in the following locations.

(1) One maintenance safety pin in the top of the M1A3 canopy remover.

(2) One pin in the M3A2 canopy emergency jettison initiator on the LH side of the rear bulkhead.

(3) One pin in the RH leg guard of EACH seat.

d. Disengage canopy seal line and floodlight wiring at quick disconnect (see Figure 7-2-1, Detail B).

e. Close canopy remover to about midposition of normal travel (25° to 35°) to match flats on heads of the hinge pins.

f. Remove canopy remover attachment bolt at centre of canopy structure (see Figure 7-2-1, Detail A).

g. Attach sling (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 20).

AVERTISSEMENT

Pour éviter que le câble de largage de secours ne s'emmêle, enrouler le câble dans le sens antihoraire en s'assurant que les spires vont de l'intérieur vers l'extérieur.

ÉJECTION À TRAVERS LA VERRIÈRE

22. En cas de panne du circuit de largage de la verrière, les sièges et l'équipage peuvent être éjectés en toute sécurité à travers la verrière. Un perforateur de verrière, fixé aux sièges, brise la verrière en plastique lorsque le siège monte sur ses rails.

DÉPOSE DE LA VERRIÈRE

23. Pour déposer la verrière, procéder comme suit :

a. Brancher la batterie.

b. Ouvrir le panneau d'accès sur le côté gauche de l'avion et actionner l'interrupteur à bascule pour lever la verrière.

c. S'assurer que les trois goupilles de sécurité au sol et une goupille de sécurité de maintenance sont en place aux endroits suivants :

(1) Une goupille de sécurité de maintenance au sommet de l'éjecteur de verrière M1A3.

(2) Une goupille dans le déclencheur de largage de secours de verrière M3A2 sur le côté gauche de la cloison arrière.

(3) Une goupille dans le serre-jambe droit de CHAQUE siège.

d. Débrancher la conduite de boudin d'étanchéité de verrière et le câblage d'éclairage général au raccord rapide (voir figure 7-2-1, détail B).

e. Fermer l'éjecteur de verrière environ jusqu'au point milieu de sa course normale (de 25° à 35°) pour qu'il y ait correspondance avec les méplats sur les têtes des axes d'articulation.

f. Enlever le boulon de fixation d'éjecteur de verrière au centre de la structure de la verrière (voir figure 7-2-1, détail A).

g. Fixer l'élingue (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 20).

h. Rotate canopy hinge mechanisms forward by tripping interlock hook and lifting up on forward end of canopy.

i. With forward end of canopy held up, insert tool (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 135) in canopy hinge stop pins (see Figure 7-2-1, Detail C).

CAUTION

It is mandatory that tool, Part No. C65D00217, be used for releasing the locking pawls. This method not only prevents overstressing of the pawl springs, but also may provide warning of incorrect adjustment of the locking pawl if difficulty is encountered in lifting the hinge pins clear of hinges.

j. Lower forward end of canopy to allow hinge mechanism to rotate to rear and remove canopy, ensuring that both hinges unfasten together to prevent twisting.

CAUTION

Ensure forward end of canopy is supported when hinge mechanism is allowed to rotate to the rear. Hinge pins will be released at this point.

h. Tourner les mécanismes d'articulation de verrière vers l'avant en déclenchant le crochet d'interverrouillage et en levant l'extrémité avant de la verrière.

i. Pendant qu'on maintient levée l'extrémité avant de la verrière, insérer l'outil (C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 135) dans les goupilles d'arrêt d'articulation de verrière (voir figure 7-2-1, détail C).

ATTENTION

Il est obligatoire d'utiliser l'outil, n° de pièce C65D00217, pour relâcher les cliquets de verrouillage. Non seulement cette méthode empêche d'exercer une contrainte excessive sur les cliquets de verrouillage, mais elle peut aussi permettre d'obtenir un avertissement de réglage incorrect du cliquet de verrouillage si l'on éprouve de la difficulté à lever les axes d'articulation pour les dégager des articulations.

j. Descendre l'extrémité avant de la verrière pour permettre au mécanisme d'articulation de tourner vers l'arrière, puis déposer la verrière, en s'assurant que les deux articulations se détachent ensemble de manière à ce qu'il n'y ait pas de torsion.

ATTENTION

S'assurer que l'extrémité avant de la verrière est supportée lorsqu'on permet au mécanisme d'articulation de tourner vers l'arrière. À ce stade, les axes d'articulation seront libérés.

INSTALLATION OF CANOPY

24. To install the canopy, proceed as follows:

a. Ensure canopy mechanism is serviceable prior to installation (see Figure 7-2-2, Sheets 1 and 2).

b. Trip interlock hook and rotate canopy hinge mechanism forward and insert tool (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 135) in canopy hinge stop mechanism (see Figure 7-2-1, Detail C).

c. Rotate hinge mechanism to aft to open locking pawls.

d. Position canopy actuator at midpoint of travel.

e. Install canopy latch hinges together, with forward end of canopy supported, and with the lower canopy frame at 25° to 35° (forward end up) attitude. Install canopy remover attaching bolt (see Figure 7-2-1, Detail A).

f. Trip interlock hook and raise forward end of canopy to rotate canopy hinge mechanism forward and remove tool from canopy hinge stop pins.

g. Lower forward end of canopy and ensure hinges are locked. Remove tool from canopy remover attachment pin and install bolt.

h. Remove canopy sling (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 20).

i. Connect canopy seal line and flood light at quick disconnect points (see Figure 7-2-1, Detail B).

j. Check hinge locking pawls spring tension as follows:

(1) Using force indicator applied at top face of locking pawls, check that a minimum breakout force of 22 N (5 lb) is required to pull the locking pawls forward from the locked position.

POSE DE LA VERRIÈRE

24. Pour poser la verrière, procéder comme suit :

a. S'assurer que le mécanisme de verrière est en état de fonctionnement avant la pose (voir figure 7-2-2, feuilles 1 et 2).

b. Déclencher le crochet d'interverrouillage, tourner le mécanisme d'articulation de verrière vers l'avant et insérer l'outil (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 135) dans le mécanisme d'arrêt d'articulation de verrière (voir figure 7-2-1, détail C).

c. Tourner le mécanisme d'articulation vers l'arrière pour ouvrir les cliquets de verrouillage.

d. Placer l'éjecteur de verrière au point milieu de sa course.

e. Poser les articulations de verrière ensemble, pendant que l'extrémité avant de la verrière est supportée et que le cadre inférieur de la verrière se trouve à une assiette (extrémité avant levée) de 25 à 35 degrés. Poser le boulon de fixation d'éjecteur de verrière (voir figure 7-2-1, détail A).

f. Déclencher le crochet d'interverrouillage et lever l'extrémité avant de la verrière pour tourner le mécanisme d'articulation de verrière vers l'avant, puis retirer l'outil des goupilles d'arrêt d'articulation de verrière.

g. Descendre l'extrémité avant de la verrière et s'assurer que les articulations sont verrouillées. Retirer l'outil de la goupille de fixation d'éjecteur de verrière et poser le boulon.

h. Enlever l'élingue de verrière (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 20).

i. Brancher la conduite de boudin d'étanchéité de verrière et l'éclairage général aux raccords rapides (voir figure 7-2-1, détail B).

j. Vérifier la tension des ressorts des cliquets de verrouillage d'articulation comme suit :

(1) Au moyen d'un dynamomètre posé sur la face supérieure des cliquets de verrouillage, vérifier qu'une force d'arrachement minimale de 22 N (5 lb) est nécessaire pour tirer les cliquets de verrouillage vers l'avant à partir de la position verrouillée.

NOTES

1. An upward force should be applied to the front end of the canopy in order to remove the upwards load at the pawls.

2. Care shall be taken not to rotate the lock pawl beyond the maximum of 1.27 mm (0.050 in.) past the hinge lever slot face (see Figure 7-2-2, Detail B).

3. This check can be carried out insitu with canopy installed.

4. The pawl is accessible from the rear for a push check.

(2) If breakout force is less than the minimum 22 N (5 lb), new springs shall be installed.

k. Ensure that the canopy closed reference marks are correctly positioned on the interior canopy and sills (refer to C-12-114-000/CF-387).

ADJUSTMENT OF CANOPY OPERATING MECHANISM

25. To rig and adjust the canopy operating mechanism, carry out procedures as outlined in Paragraphs 24 to 33 and see Figure 7-2-2.

26. **Canopy Rollers – Initial Adjustment Only**. To adjust the canopy rollers (for initial adjustment only), proceed as follows:

NOTE

Cockpit side warmer manifolds shall be removed to gain access to roller and lockplates.

a. Place front roller studs with datum marks in forward position and install lockplates (see Figure 7-2-2, Sheet 2, Detail E).

b. Place centre and rear roller studs with datum marks pointing forward. Use masking tape to hold these studs in position.

NOTA

1. Il faut exercer une force vers le haut à l'extrémité avant de la verrière pour supprimer la charge vers le haut qui s'exerce sur les cliquets.

2. Faire bien attention de ne pas tourner le cliquet de verrouillage au-delà du maximum de 1.27 mm (0.050 po) après la face des encoches du levier d'articulation (voir figure 7-2-2, détail B).

3. La vérification décrite peut être effectuée sur place, pendant que la verrière est posée.

4. On peut accéder au cliquet depuis l'arrière afin d'effectuer une vérification par poussée.

(2) Si la force d'arrachement nécessaire est inférieure au minimum de 22 N (5 lb), poser des ressorts neufs.

k. S'assurer que les repères de fermeture de verrière sont aux bons endroits sur la verrière intérieure et sur les bases d'appui (voir C-12-114-000/CF-387).

RÉGLAGE DU MÉCANISME DE MANOEUVRE DE LA VERRIÈRE

25. Pour faire les réglages du mécanisme de manoeuvre de la verrière, effectuer les procédures décrites aux paragraphes 24 à 33 et voir figure 7-2-2.

26. **Galets de la verrière – Réglage initial seulement**. Pour régler les galets de la verrière (réglage initial seulement), procéder comme suit :

NOTA

Il faut enlever les conduites distributrices de réchauffage latéral du poste de pilotage pour accéder au galet et aux plaquettes-freins.

a. Placer les goujons des galets avant de façon à ce que les repères pointent vers l'avant et poser les plaquettes-freins (voir figure 7-2-2, feuille 2, détail E).

b. Placer les goujons des galets centraux et arrière de façon à ce que les repères pointent vers l'avant. Utiliser du ruban-cache pour maintenir ces goujons en place.

c. Check that all six rollers rotate freely and lubricate (see Figure 1-2, Item 21).

27. **Adjustments Prior to Canopy Installation**. Prior to canopy installation, proceed as follows:

a. Remove canopy remover from aircraft (refer to Paragraph 16).

b. Attach assister bar (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 81) to bellcrank.

c. Move canopy operating mechanism to open position (via bellcrank).

d. Remove dampers one at a time, check that fully extended travel is equal at 229 mm (9 in.) (initial setting only) and reinstall.

NOTE

Ensure dampers are of the same model. If dampers are found to be different, replace one of the two models (refer to C-12-114-000/MY-001).

e. Disconnect canopy linkage interlock operating rod and adjust hook until it fully engages in the bellcrank.

NOTE

This adjustment provides ease of hinge locking pawl rotation and prevents inadvertent hinge mechanism operation once canopy hinge pins are engaged.

28. **Canopy Operating Mechanism Adjustment.** To adjust canopy operating mechanism, proceed as follows:

a. Disconnect the vertical operating rod from the bellcrank, allowing the rod and actuator to rest against the adjacent structure.

b. Back off locking nut (LH thread) at hinge overcentre lock assembly.

c. Position canopy hinge pins above hinge levers.

c. Vérifier que les six galets tournent tous librement, puis les lubrifier (voir figure 1-2, article 21).

27. **Réglages avant la pose de la verrière**. Avant la pose de la verrière, procéder comme suit :

a. Déposer l'éjecteur de verrière de l'avion (voir paragraphe 16).

b. Fixer la barre de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 81) au guignol.

c. Amener le mécanisme de manoeuvre de la verrière en position ouverte (par l'intermédiaire du guignol).

d. Enlever les amortisseurs un à la fois, vérifier que leur course en position complètement sortie est de 229 mm (9 po) (réglage initial seulement), puis les poser de nouveau.

NOTA

S'assurer que les amortisseurs sont du même modèle. Si l'on constate que les amortisseurs sont différents l'un de d'autre, remplacer un des deux modèles (voir C-12-114-000/MY-001).

e. Détacher la tige de manoeuvre d'interverrouillage de tringlerie de verrière et régler le crochet de manire à ce qu'il soit complètement engagé dans le guignol.

NOTA

Le réglage décrit facilite la rotation du cliquet de verrouillage d'articulation et empêche toute manoeuvre accidentelle du mécanisme d'articulation une fois que les axes d'articulation de verrière sont engagés.

28. **Réglage du mécanisme de manoeuvre de la verrière.** Pour régler le mécanisme de manoeuvre de la verrière, procéder comme suit :

a. Détacher la tige de manoeuvre verticale du guignol, en permettant à la tige et à l'actionneur de s'appuyer contre la structure adjacente.

b. Dévisser le contre-écrou (à filetage à gauche) au mécanisme de verrouillage d'arc-boutement d'articulation.

c. Placer les axes d'articulation de verrière au-dessus des leviers d'articulation.

NOTE

Canopy (lower frame) must be at an attitude of approximately 25° (fwd end up), preparatory to hinge pin lever engagement.

d. Force hinge locking pawls (spring-loaded) clear of hinge lever slots, lower canopy hinge pins into hinge levers and release locking pawls to trap pins in the hinges.

e. Slowly lower canopy onto cockpit sill (front hooks contact rollers), checking that there is no interference between the sides of the hooks, the sill cut-out or between any part of the canopy and fuselage.

f. Using assister bar, move linkage to place the canopy at full forward position. This initial position may be checked with a 0.381 mm (0.015 in.) feeler gauge around the lower edge of the canopy seal channel and the windshield frame. The desired position will be the most forward position, without undue compression of the weather seal around the upper edge of the canopy channel, and will be changed when the final adjustments are completed. The minimum forward position will be governed by the hook and roller clearance requirements.

g. The canopy must be removed and the dampers adjusted to ensure that they both fully bottom in the extended position to maintain the requirements of Step f. Adjust both dampers equally at all times. Replace canopy and repeat check until satisfactory position is obtained.

NOTES

1. One full turn of the damper rod end will allow 0.762 mm (0.030 in.) increase (or decrease) of canopy travel (e.g. to gain 0.762 mm (0.030 in.) canopy forward travel, lengthen damper rod end one full turn).

NOTA

La verrière (cadre inférieur) doit se trouver à une assiette d'environ 25° (extrémité avant levée) en préparation de l'engagement du levier d'axe d'articulation.

d. Forcer les cliquets de verrouillage d'articulation (à ressort) à se dégager des encoches du levier d'articulation, descendre les axes d'articulation de verrière dans les leviers d'articulation et libérer les cliquets de verrouillage pour emprisonner les axes dans les articulations.

e. Descendre lentement la verrière sur la base d'appui du poste de pilotage (crochets avant en contact avec les galets), en s'assurant que rien ne fait obstacle entre les côtés des crochets, l'ouverture de la base d'appui ou toute partie de la verrière et le fuselage.

f. Au moyen de la barre de réglage, déplacer la tringlerie de manière à amener la verrière à sa position maximale avant. On peut vérifier cette position initiale en utilisant un calibre d'épaisseur de 0.381 mm (0.015 po) qu'on place autour du rebord inférieur du profilé du boudin d'étanchéité de verrière et du cadre du pare-brise. La position voulue est la position la plus avant qu'on puisse obtenir sans compression excessive du joint d'étanchéité autour du rebord supérieur du profilé de verrière, et elle sera modifiée lorsque les réglages finaux seront terminés. La position avant minimale est fonction des exigences relatives au dégagement entre les crochets et les galets.

g. Déposer la verrière et régler les amortisseurs pour s'assurer qu'ils sont tous deux enfoncés en position complètement sortie, cela afin de satisfaire aux exigences énoncées à l'étape f. Régler les amortisseurs de façon égale en tout temps. Remettre la verrière en place et répéter la vérification jusqu'à ce qu'on obtienne une position satisfaisante.

NOTA

1. Un tour complet de l'embout d'amortisseur correspond à une augmentation (ou diminution) de 0.762 mm (0.030 po) de la course de la verrière (par exemple, pour augmenter la course de la verrière de 0.762 mm (0.030 po) vers l'avant, allonger l'embout d'amortisseur d'un tour complet).

2. Ensure dampers are of the same model. If dampers are found to be different, replace one of the two models (refer to C-12-114-000/MY-001).

h. When the desired position has been obtained, remove canopy, lock both damper rod ends, reinstall dampers and replace canopy.

i. Using the assister bar, move linkage to fully closed position and hold. Adjust overcentre hinge lock adjuster to place linkage in line.

j. Relieve load on assister bar and turn overcentre link adjusting nut ONE additional flat in clockwise direction, when looking aft, to lengthen lock linkage.

NOTES

1. Procedures in Step j will ensure that when the dampers have reached the fully extended (bottomed) position, the overcentre link will require an increased load to place it in the fully locked position.

2. Ensure that an increased load is required to place overcentre link in a fully locked position by moving the overcentre link just out of the locked position. Using a wrench on the damper forward mounting bolts, easy rotation will be apparent. When locked, rotation of the bolts will require an appreciably higher torque load, indicating the bottoming of the dampers.

k. Return hinge mechanism to its canopy closed position.

l. On initial installation, the stop pins are adjusted to produce the required extension. It should not be necessary to dismantle the

2. S'assurer que les amortisseurs sont du même modèle. Si l'on constate que les amortisseurs sont différents l'un de d'autre, remplacer un des deux modèles (voir C-12-114-000/MY-001).

h. Une fois qu'on a obtenu la position voulue, déposer la verrière, verrouiller les deux embouts d'amortisseur, poser de nouveau les amortisseurs et remettre la verrière en place.

i. Au moyen de la barre de réglage, déplacer la tringlerie jusqu'à la position complétement fermée et l'y maintenir. Régler le dispositif de réglage du mécanisme de verrouillage d'arc-boutement pour aligner la tringlerie.

j. Supprimer la charge sur la barre de réglage et tourner l'écrou de réglage de la tringle d'arc-boutement de UN pan supplémentaire dans le sens horaire, lorsqu'on regarde vers l'arrière, pour allonger la tringlerie de verrouillage.

NOTA

1. Les procédures décrites à l'étape j permettent de s'assurer que lorsque les amortisseurs ont atteint la position complètement sortie (lorsqu'ils sont enfoncés), il est nécessaire d'exercer une charge plus grande sur la tringle d'arc-boutement pour la placer en position complètement verrouillée.

2. S'assurer qu'il est nécessaire d'exercer une charge plus grande sur la tringle d'arc-boutement pour l'amener en position complètement verrouillée, cela en amenant la tringle d'arc-boutement juste au-delà de la position verrouillée. L'utilisation d'une clé sur les boulons de fixation avant des amortisseurs permet de juger du degré de facilité de la rotation. Lorsque la tringle est verrouillée, il faut une force de torsion considérablement plus grande pour faire tourner les boulons, ce qui indique que les amortisseurs sont enfoncés.

k. Ramener le mécanisme d'articulation en position de verrière fermée.

l. Lors de la pose initiale, on règle les goupilles d'arrêt de façon à obtenir l'allongement voulu. Il ne devrait pas être nécessaire de

canopy hinge release pin firing mechanism (M1A1) at any time, other than at stipulated periodic inspection of the canopy hinge release pin firing mechanism (M1A1), or if adjustment is required to obtain specified clearance.

m. To check clearances between hinge locking pawl and hinge lever slot, insert 6.35 mm (0.25 in.) diameter end of canopy tool (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 135) in existing hole in hinge stop pin and operate the hinge mechanism using the assister bar until dampers are fully compressed (bottomed). Hold mechanism in this position and check clearance as detailed in Figure 7-2-2, Sheet 1, Detail B.

n. Check hinge locking pawls spring tension as follows:

(1) Using force indicator applied at top face of locking pawls, check that a minimum breakout force of 22 N (5 lb) is required to pull the locking pawls forward from the locked position.

NOTES

1. An upward force should be applied to the front end of the canopy in order to remove the upwards load at the pawls.

2. Care shall be taken not to rotate the lock pawl beyond the maximum of 1.27 mm (0.05 in.) past the hinge lever slot face (see Figure 7-2-2, Detail B).

3. This check can be carried out insitu with canopy installed.

4. The pawl is accessible from the rear for a push check.

(2) If breakout force is less than the minimum 22 N (5 lb), new springs shall be installed.

défaire le mécanisme de déclencheur de percuteur d'articulation de verrière (M1A1) à aucun moment, sauf lors de l'inspection périodique stipulée du mécanisme de déclencheur de percuteur d'articulation de verrière (M1A1) ou s'il est nécessaire d'effectuer un réglage pour obtenir le dégagement précisé.

m. Pour vérifier les dégagements entre les cliquets de verrouillage d'articulation et les encoches de levier d'articulation, insérer l'extrémité de 6.35 mm (0.25 po) de diamètre de l'outil de verrière (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 135) dans le trou existant de la goupille d'arrêt d'articulation et actionner le mécanisme d'articulation, au moyen de la barre de réglage, jusqu'à ce que les amortisseurs soient complètement comprimés (enfoncés). Maintenir le mécanisme dans cette position et vérifier le dégagement tel qu'indiqué à la figure 7-2-2, feuille 1, détail B.

n. Vérifier la tension des ressorts des cliquets de verrouillage d'articulation comme suit :

(1) Au moyen d'un dynamomètre posé sur la face supérieure des cliquets de verrouillage, vérifier qu'une force d'arrachement minimale de 22 N (5 lb) est nécessaire pour tirer les cliquets de verrouillage vers l'avant partir de la position verrouillée.

NOTA

1. Il faut exercer une force vers le haut à l'extrémité avant de la verrière pour supprimer la charge vers le haut qui s'exerce sur les cliquets.

2. Faire bien attention de ne pas tourner le cliquet de verrouillage au-delà du maximum de 1.27 mm (0.050 po) après la face des encoches du levier d'articulation (voir figure 7-2-2, détail B).

3. La vérification décrite peut être effectuée sur place, pendant que la verrière est posée.

4. On peut accéder au cliquet depuis l'arrière afin d'effectuer une vérification par poussée.

(2) Si la force d'arrachement nécessaire est inférieure au minimum de 22 N (5 lb), poser des ressorts neufs.

o. Remove canopy tool.

p. Remove both canopy hinge release pin firing mechanisms (M1A1s), allowing spring-loaded hinge stop pins to be released. Check that both pins extend a minimum of 12.7 mm (0.5 in.).

q. Operate hinge mechanism using assister bar until dampers are fully compressed (bottomed).

r. Hold mechanism in this position and check clearance between hinge lock pawl and hinge lever slots (at both hinge lever assemblies). Adjust as necessary by moving the hinge stop pin body up or down on the serrated surfaces.

s. Return hinge levers to the canopy closed position, depress spring-loaded hinge stop pin and replace the canopy hinge release pin firing mechanisms (M1A1s).

29. **Hook-roller Clearance**. Ensure that the canopy operating mechanism has been adjusted prior to performing this check. To check hook-roller clearance, proceed as follows:

a. Lift canopy to a sufficient height from cockpit sill to place approximately 6.35 mm (0.25 in.) thick of Plasticine at all six hook forward faces.

b. Lower canopy onto the front rollers. Using the assister bar, move canopy forward until hinge lock is brought into its overcentre position. Check that no part of the canopy (excluding weather seals) contacts windshield, cockpit sill or other parts of structure.

c. Operate hinge mechanism to the canopy open position, raise canopy and check that clearance between hooks and rollers (indicated by thickness of Plasticine) is within limits (see Figure 7-2-2, Sheet 2, Detail D). If these clearances are not within limits, further adjustment of dampers and overcentre linkage will be required in accordance with the

o. Retirer l'outil de verrière.

p. Déposer les deux mécanismes de déclencheur de percuteur d'articulation de verrière (M1A1), ce qui permet de libérer les goupilles d'arrêt d'articulation à ressort. Vérifier que les deux goupilles sortent d'un minimum de 12.7 mm (0.5 po).

q. Actionner le mécanisme d'articulation, au moyen de la barre de réglage, jusqu'à ce que les amortisseurs soient complètement comprimés (enfoncés).

r. Maintenir le mécanisme dans cette position et vérifier le dégagement entre les cliquets de verrouillage d'articulation et les encoches de levier d'articulation (aux deux leviers d'articulation). Faire les réglages nécessaires en déplaçant le corps de la goupille d'arrêt d'articulation vers le haut ou vers le bas, sur les surfaces striées.

s. Ramener les leviers d'articulation en position de verrière fermée, enfoncer la goupille d'arrêt d'articulation à ressort et remettre en place les mécanismes de déclencheur de percuteur d'articulation de verrière (M1A1).

29. **Dégagement crochet-galet**. S'assurer que le mécanisme de manoeuvre de la verrière a été réglé avant d'effectuer la vérification suivante. Pour vérifier le dégagement crochet-galet, procéder comme suit :

a. Lever la verrière à une hauteur suffisante au-dessus de la base d'appui du poste de pilotage pour placer une couche de pâte à modeler d'une épaisseur d'environ 6.35 mm (0.25 po) sur toutes les faces avant des six crochets.

b. Descendre la verrière sur les galets avant. Au moyen de la barre de réglage, déplacer la verrière vers l'avant jusqu'à ce que le verrou d'articulation passe en position d'arc-boutement. S'assurer qu'aucune partie de la verrière (à l'exception des joints d'étanchéité) ne touche le pare-brise, la base d'appui du poste de pilotage ou d'autres parties de la structure.

c. Actionner le mécanisme d'articulation jusqu'à la position de verrière ouverte, lever la verrière et s'assurer que les dégagements entre les crochets et les galets (indiqués par l'épaisseur de la pâte à modeler) se trouvent dans les limites prescrites (voir figure 7-2-2, feuille 2, détail D). Si ces dégagements ne respectent pas les limites, il faudra effectuer

requirements of Paragraph 26.

d. Repaint canopy indicator lines as required.

30. **Canopy Actuator and Vertical Operating Rod Adjustment**. To adjust canopy actuator, proceed as follows:

a. If the canopy actuator was not removed, thus not requiring any adjustment, proceed to Paragraph 31.

b. Connect a continuity tester between pins B and C of the canopy actuator electrical connector. Retract the actuator screw with the handcrank until the actuator retract limit switch just opens, as indicated by tester. Check switch operation on the retraction stroke only. Mark or measure the extent of actuator screw extension at this point.

c. Manually extend actuator screw 1.52 mm (+0.762 mm) (0.06 in. (+0.03 in.)) from position measured in Step b. Mark or measure the extent of actuator screw extension at this point.

d. Install canopy remover (refer to Paragraph 20).

e. Using assister bar, operate the lock linkage to its overcentre position. Remove assister bar.

f. Adjust the vertical operating rod until the attachment bolt is a free fit through bellcrank and fork end. Do not move bellcrank. CANOPY UNLOCK light shall remain off during adjustment. Secure attachment bolt.

31. **Canopy Closed Limit Switch Adjustment**. To adjust canopy closed limit switch, proceed as follows:

a. Back off canopy closed limit switch.

b. Ensure that CANOPY WARN. LT. & SEAL circuit breaker is pushed in. Connect ground power.

d'autres réglages des amortisseurs et de la tringlerie d'arc-boutement conformément aux exigences énoncées au paragraphe 26.

d. Repeindre les repères de la verrière, au besoin.

30. **Réglage de l'actionneur de verrière et de la tige de manoeuvre verticale**. Pour régler l'actionneur de verrière, procéder comme suit :

a. Si l'actionneur de verrière n'a pas été déposé et qu'il ne nécessite donc pas de réglage, passer au paragraphe 31.

b. Brancher un vérificateur de continuité entre les broches B et C du connecteur électrique de l'actionneur de verrière. Rentrer la vis de l'actionneur avec la manivelle jusqu'à ce que le contacteur de fin de course de rentrée de l'actionneur commence à s'ouvrir, comme l'indiquera le vérificateur. Vérifier le fonctionnement du contacteur durant la course de rentrée seulement. Marquer ou mesurer la valeur de l'allongement de la vis de l'actionneur à ce point.

c. Sortir manuellement la vis de l'actionneur de 1.52 mm (+0.762 mm) (0.06 po (+0.03 po)) depuis la position mesurée à l'étape b. Marquer ou mesurer la valeur de l'allongement de la vis de l'actionneur à ce point.

d. Poser l'éjecteur de verrière (voir paragraphe 20).

e. Au moyen de la barre de réglage, amener la tringlerie de verrouillage à sa position d'arc-boutement. Enlever la barre de réglage.

f. Régler la tige de manoeuvre verticale de manière à ce que le boulon de fixation soit en ajustement libre dans le guignol et dans l'extrémité de chape. Ne pas déplacer le guignol. Le voyant CANOPY UNLOCK doit rester éteint durant le réglage. Immobiliser le boulon de fixation.

31. **Réglage du contacteur de fin de course de verrière fermée**. Pour régler le contacteur de fin de course de verrière fermée, procéder comme suit :

a. Reculer le contacteur de fin de course de verrière fermée.

b. S'assurer que le disjoncteur CANOPY WARN. LT. & SEAL est enclenché. Brancher l'alimentation de parc.

c. Using assister bar, operate the lock linkage to its overcentre position.

d. Adjust switch until CANOPY UNLOCK light illuminates, then advance switch one full turn beyond point at which light extinguishes; that is, switch is depressed. Tighten retaining nuts to secure switch at this position.

e. Move hinge mechanism to open position.

32. **Linkage Interlock.** To adjust linkage interlock, proceed as follows:

a. Operate canopy manually or electrically until canopy hooks are clear of cockpit sill. With interlock adjusting rod disconnected, adjust hook assembly until clearances between hook and bellcrank is within limits (see Figure 7-2-2, Sheet 1, Detail C). Check that the interlock operating bellcrank arm is positioned between canopy and sill.

b. Operate canopy until canopy front hooks are contacting rollers.

c. Reconnect interlock operating rod, adjusting until clearance between hook and bellcrank is within limits (see Figure 7-2-2, Sheet 1, Detail C).

CANOPY CLOSED ELECTRICAL CIRCUIT CHECK

33. To check the canopy closed electrical circuit, proceed as follows:

a. With canopy open, set CANOPY ARMING switch to CLOSE and press CANOPY ACTUATE switch.

c. Au moyen de la barre de réglage, amener la tringlerie de verrouillage à sa position d'arc-boutement.

d. Déplacer le contacteur jusqu'à ce que le voyant CANOPY UNLOCK s'allume, puis avancer le contacteur d'un tour complet au-delà du point auquel le voyant s'éteint, c'est-à-dire que le contacteur est enfoncé. Serrer les écrous de retenue pour immobiliser le contacteur dans cette position.

e. Amener le mécanisme d'articulation en position ouverte.

32. **Interverrouillage de tringlerie**. Pour régler l'interverrouillage de tringlerie, procéder comme suit :

a. Manoeuvrer la verrière, manuellement ou par commande électrique, jusqu'à ce que les crochets de verrière soient dégagés de la base d'appui du poste de pilotage. Pendant que la tige de réglage d'interverrouillage est détachée, régler le crochet de manière à ce que le dégagement entre le crochet et le guignol se trouve dans les limites prescrites (voir figure 7-2-2, feuille 1, détail C). S'assurer que le bras du guignol de manoeuvre d'interverrouillage est placé entre la verrière et la base d'appui.

b. Manoeuvrer la verrière jusqu'à ce que les crochets avant de la verrière touchent les galets.

c. Raccorder la tige de manoeuvre d'interverrouillage, en la réglant de manière à ce que le dégagement entre le crochet et le guignol se trouve dans les limites prescrites (voir figure 7-2-2, feuille 1, détail C).

VÉRIFICATION DU CIRCUIT ÉLECTRIQUE DE FERMETURE DE LA VERRIÈRE

33. Pour vérifier le circuit électrique de fermeture de la verrière, procéder comme suit :

a. Pendant que la verrière est ouverte, mettre l'interrupteur CANOPY ARMING sur CLOSE et enfoncer le poussoir CANOPY ACTUATE.

WARNING

Care shall be taken not to trap finger between switch and bellcrank.

b. Hold CANOPY ACTUATE switch depressed and manually operate (press in) canopy bellcrank limit switch. Canopy should stop closing.

c. Release bellcrank limit switch. Canopy should continue to close.

d. Release CANOPY ACTUATE switch. Canopy should stop closing.

e. Set CANOPY ARMING switch to OPEN and press CANOPY ACTUATE switch and hold until canopy is fully open.

f. Disconnect ground power.

CANOPY ROLLER ADJUSTMENTS AND WINDSHIELD CLEARANCES

34. Proceed as follows:

CAUTION

To permit lockplate installation (if necessary), back off roller stud to the next hexagon position. Do not force rollers against hooks.

a. Remove both front roller stud lockplates, position studs with datum marks in their maximum up position, and reinstall lockplates.

NOTE

Set centre and rear rollers as in Paragraph 26.

b. Prepare aircraft for pressurization (refer to C-12-114-0C0/MF-001).

c. Operate canopy to fully closed and locked position.

AVERTISSEMENT

Faire attention de ne pas se coincer un doigt entre le contacteur et le guignol.

b. Maintenir le poussoir CANOPY ACTUATE enfoncé et actionner manuellement (enfoncer) le contacteur de fin de course du guignol de verrière. La verrière devrait arrêter de se fermer.

c. Relâcher le contacteur de fin de course du guignol. La verrière devrait continuer de se fermer.

d. Relâcher le poussoir CANOPY ACTUATE. La verrière devrait arrêter de se fermer.

e. Mettre l'interrupteur CANOPY ARMING sur OPEN, puis enfoncer le poussoir CANOPY ACTUATE et le maintenir enfoncé jusqu'à ce que la verrière soit complètement ouverte.

f. Débrancher l'alimentation de parc.

RÉGLAGES DES GALETS DE LA VERRIÈRE ET DÉGAGEMENTS DU PARE-BRISE

34. Procéder comme suit :

ATTENTION

Pour permettre la pose des plaquettes-freins (si nécessaire), reculer le goujon de galet jusqu'à la position hexagonale suivante. Ne pas utiliser la force pour pousser les galets contre les crochets.

a. Enlever les deux plaquettes-freins de goujon de galet avant, placer les goujons de manière à ce que les repères soient à leur position haute maximale, puis poser de nouveau les plaquettes-freins.

NOTA

Régler les galets centraux et arrière de la manière indiquée au paragraphe 26.

b. Préparer l'avion en vue de la pressurisation (voir C-12-114-0C0/MF-001).

c. Amener la verrière en position complètement fermée et verrouillée.

d. Using pressurized test stand, pressurize cockpit to 1.72 kPa (0.25 psi).

e. Adjust centre and rear rollers (by rotating studs aft and down) into light contact with their respective hooks. Install lockplates and retaining screws.

CAUTION

A qualified technician shall occupy the cockpit during clearance checks (refer to C-12-114-000/MF-001).

f. Check that clearance between the canopy spacers (five places) and the windshield structure is within required limits (see Figure 7-2-2, Sheet 2, Detail G). If clearance is insufficient, depressurize cockpit, and readjust all roller studs to decrease canopy up movement.

g. Following adjustment of rollers, recheck hook to roller clearances (see Figure 7-2-2, Sheet 2, Detail D).

h. Check installation of canopy demist pipes as follows:

(1) With pressure off, manually operate canopy to almost full forward position, with operator in cockpit (see Figure 7-2-7, Detail B). Check position of demist pipe ball ends in sockets.

(2) Adjust position of canopy fitting by shimming on each attaching bolt to maintain clearance (see Figure 7-2-7, Detail A).

(3) Close and lock canopy. Check position (fore and aft) of canopy fitting. The correct position (see Figure 7-2-7, Detail B) can be obtained by moving fitting fore and aft on slotted holes provided at attachment bolt positions.

d. Au moyen du banc d'essai de pressurisation, pressuriser le poste de pilotage à une pression de 1.72 kPa (0.25 lb/po^2).

e. Régler les galets centraux et arrière (en tournant les goujons vers l'arrière et vers le bas) pour qu'ils touchent légèrement à leurs crochets respectifs. Poser les plaquettes-freins et les vis de retenue.

ATTENTION

Un technicien qualifié doit se trouver dans le poste de pilotage durant les vérifications de dégagement (voir C-12-114-000/MF-001).

f. Vérifier que le dégagement entre les piàces d'écartement de la verrière (à cinq endroits) et la structure du pare-brise se trouve dans les limites exigées (voir figure 7-2-2, feuille 2, détail G). Si le dégagement est insuffisant, dépressuriser le poste de pilotage, puis refaire le réglage de tous les goujons de galet pour diminuer le mouvement vers le haut de la verrière.

g. Après le réglage des galets, vérifier de nouveau les dégagements crochet-galet (voir figure 7-2-2, feuille 2, détail D).

h. Vérifier la pose des conduites de désembuage de verrière comme suit :

(1) Pendant que la pressurisation est arrêtée, amener manuellement la verrière presque jusqu'à la position maximale avant, pendant que l'opérateur se trouve dans le poste de pilotage (voir figure 7-2-7, détail B). Vérifier la position des buses réglables des conduites de désembuage dans leur base.

(2) Régler la position du raccord de verrière en posant des cales sur chaque boulon de fixation de façon à maintenir le dégagement voulu (voir figure 7-2-7, détail A).

(3) Fermer et verrouiller la verrière. Vérifier la position (longitudinale) du raccord de verrière. On peut obtenir la position correcte (voir figure 7-2-7, détail B) en déplaçant le raccord dans l'axe longitudinal sur les trous à encoches situés aux emplacements des boulons de fixation.

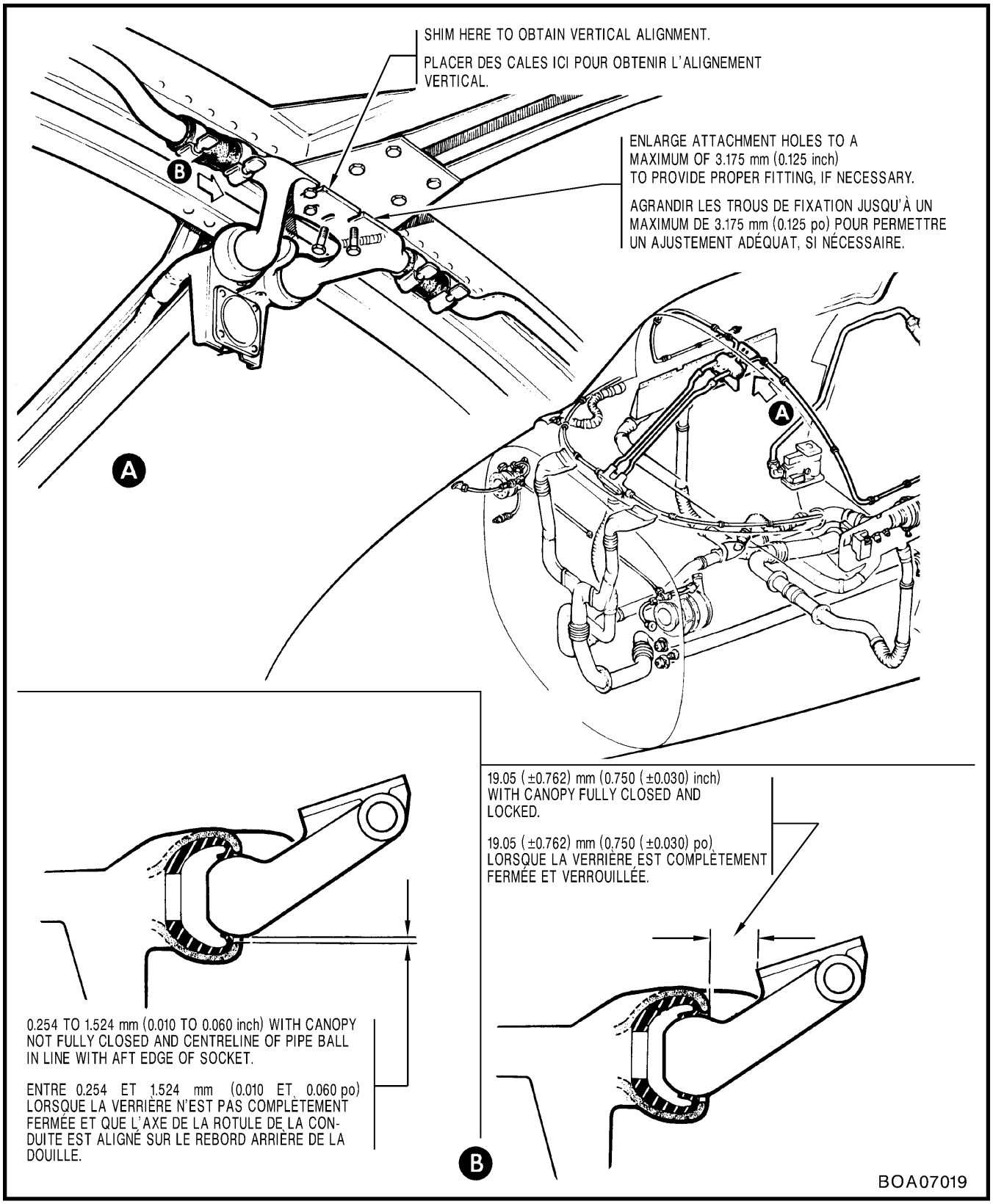


Figure 7-2-7 Installation of Canopy Demist Pipes
Figure 7-2-7 Pose des conduites de désembuage de la verrière

(4) During all adjustment procedures, ensure that canopy is maintained parallel to fore and aft centreline of windshield fitting.

CANOPY RIGGING

35. For a canopy rigging check list, see Figure 7-2-8.

CANOPY CRITICAL AND NONCRITICAL AREAS

36. For information on the critical and noncritical visibility areas of the canopy, see Figure 7-2-9.

CANOPY ABRASIONS

37. Inspect the outer surfaces of canopy glazing assemblies at all nicks and scratches with the aid of a good light held at an oblique angle for any inward crazing (icing pattern), mirror surface or reflecting ribbon effect penetrating the plastic from the surface defect.

a. If a crack is suspected, the damaged area shall be cleared of all foreign material and lightly polished to ensure the defect is not a reflection of surface contamination.

b. For further information on canopy abrasions, refer to C-12-010-040/TR-012.

CANOPY FUNCTIONAL CHECK

38. Using aircraft batteries, proceed as follows:

a. Connect LH battery and ensure that CANOPY ACTUATOR circuit breaker in RH nose compartment is pushed in.

b. Open canopy external operating switch access panel. Set canopy external select switch to OPEN and hold canopy external operate switch at OPERATE to open canopy.

NOTE

Canopy overcentre locking mechanism shall produce an audible indication as

(4) Durant toutes les procédures de réglage, s'assurer que la verrière est maintenue parallèle à l'axe longitudinal du raccord de pare-brise.

RÉGLAGE DE LA VERRIÈRE

35. Pour la liste des vérifications du réglage de la verrière, voir figure 7-2-8.

ZONES CRITIQUES ET NON CRITIQUES DE LA VERRIÈRE

36. Pour plus de renseignements sur les zones de visibilité critiques et non critiques de la verrière, voir figure 7-2-9.

USURE DE LA VERRIÈRE

37. Inspecter les surfaces extérieures des panneaux transparents de la verrière, à chaque entaille ou éraflure, en utilisant une bonne lampe tenue obliquement, pour déceler toute craquelure interne (apparence givrée), toute surface miroitante ou toute bande de réflexion pénétrant dans le plastique à partir d'un défaut de surface.

a. Si l'on soupçonne la présence d'une fissure, éliminer tout corps étranger de la zone endommagée et polir cette zone légèrement pour s'assurer que le défaut n'est pas une réflexion d'une contamination de surface.

b. Pour plus de renseignements sur l'usure de la verrière, voir C-12-010-040/TR-012.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DE LA VERRIÈRE

38. En utilisant les batteries de l'avion, procéder comme suit :

a. Brancher la batterie gauche et s'assurer que le disjoncteur CANOPY ACTUATOR dans le compartiment avant droit est enclenché.

b. Ouvrir le panneau d'accès aux commutateurs de commande externe de verrière. Mettre le sélecteur extérieur de verrière sur OPEN et maintenir le bouton de commande externe de verrière sur OPERATE afin d'ouvrir la verrière.

NOTA

Le mécanisme de verrouillage d'arc-boutement de la verrière doit produire un

mechanism unlocks. If indication is not heard, further adjustment of mechanism shall be required (refer to Paragraph 28).

c. Ensure that the four ground safety pins are installed (one in each seat ejection handle, one in the M1A3 canopy remover and one in the M3A2 emergency canopy jettison initiator).

d. Set dc MASTER switch to BATT and ensure that CANOPY WARN. LT. & SEAL circuit breaker is pushed in. Check that CANOPY UNLOCK light on annunciator panel is illuminated.

e. Actuate canopy bellcrank limit switch by manually depressing switch plunger, and check that CANOPY UNLOCK light extinguishes.

CAUTION

To limit wear at the canopy actuator overload clutch, the canopy should not be operated to the fully closed position more than is necessary to establish correct functioning of the canopy system.

f. Select CLOSE on CANOPY ARMING switch. Ensure that all equipment and personnel are clear of canopy, then press CANOPY ACTUATE switch until rotation of canopy is complete, but before any forward movement of canopy.

g. Check linkage interlock hook clearances as indicated in Figure 7-2-2, Detail C.

h. Press CANOPY ACTUATE switch to close canopy and observe that CANOPY UNLOCK light extinguishes.

i. Check position indicator lines on canopy and sill for condition and correct alignment.

bruit perceptible quand il se déverrouille. Si on n'entend pas ce bruit, on doit régler de nouveau le mécanisme (voir paragraphe 28).

c. S'assurer que les quatre goupilles de sécurité au sol sont en place (une dans chaque poignée d'éjection de siège, une dans l'éjecteur de verrière M1A3 et une dans le déclencheur de largage de secours de verrière M3A2).

d. Mettre l'interrupteur MASTER c.c. sur BATT et s'assurer que le disjoncteur CANOPY WARN. LT. & SEAL est enclenché. Vérifier que le voyant CANOPY UNLOCK du panneau annonciateur est allumé.

e. Actionner le contacteur de fin de course du guignol de verrière en enfonçant manuellement le plongeur du contacteur, puis vérifier que le voyant CANOPY UNLOCK s'éteint.

ATTENTION

Pour réduire l'usure de l'embrayage de surcharge de l'actionneur de verrière, ne pas amener la verrière vers la position complètement fermée plus qu'il ne faut pour assurer le bon fonctionnement du circuit de manoeuvre de la verrière.

f. Mettre l'interrupteur CANOPY ARMING sur CLOSE. S'assurer que tout l'équipement et le personnel se trouvent hors de la zone de la verrière, puis enfoncer le poussoir CANOPY ACTUATE jusqu'à ce que la verrière ait terminé sa rotation mais avant qu'elle ne commence un mouvement vers l'avant.

g. Vérifier les dégagements des crochets d'interverrouillage de tringlerie, tel qu'indiqué à la figure 7-2-2, détail C.

h. Enfoncer le poussoir CANOPY ACTUATE pour fermer la verrière et s'assurer que le voyant CANOPY UNLOCK s'éteint.

i. Vérifier que les repères de position sur la verrière et sur la base d'appui sont en bon état et bien alignés.

Canopy Rigging Check List	
ACTION	**REQUIRED**
1. Initial Rigging (Rollers)	
Canopy roller adjustment marks (six)	All forward
Six rollers	Free
2. Initial Rigging Mechanism	
Canopy installation hinge pins	Engaged
Locking pawls	Engaged
Overcentre link locked	Dampers fully bottomed
Toggle and lever clearance	0.127 mm (0.005 in.) minimum
Canopy forward position (channel to windshield)	3.81 mm (0.15 in.)
Jettison latch pins out	Stop pin (extension 12.7 mm (0.50 in.) minimum)
Canopy jettison (fully OPEN) position	Dampers fully bottomed
Hinge lock pawl and lever slots	See Figure 7-6, Sheet 1, Detail B
Latch retaining pins	Re-install
3. Roller Clearances	
Hook and roller clearance	See Figure 7-6, Sheet 2, Detail D
Canopy to structure	No interference
4. Canopy Remover Rigging	
Actuator adjustment setting	1.52 ±0.752 mm (0.06 ±0.03 in.)
Vertical rod adjustment	Preloaded
Canopy warning light	Out
5. Canopy Closed Limit Switch Adjustment (Ground Power ON)	
Linkage closed	Warning light on
6. Manual Operation Check	
Handle loads (internal and external)	47 N (10.6 lb) maximum

Figure 7-2-8 (Sheet 1 of 2) Canopy Rigging Check List

Liste des vérifications du réglage de la verrière	
ARTICLE	**EXIGENCE**
1. Réglage initial (galets)	
Repères de réglage de galet de verrière (six)	Tous vers l'avant
Six galets	Fonctionnent librement
2. Mécanisme de réglage initial	
Axes d'articulation de pose de verrière	Engagés
Doigts de verrouillage	Engagés
Tringle à arc-boutement verrouillée	Amortisseurs entièrement enfoncés
Dégagement bascule et levier	0.127 mm (0.005 po) minimum
Position avant de la verrière (du profilé au pare-brise)	3.81 mm (0.15 po)
Goupilles de verrou de largage sorties	Goupille d'arrêt (allongement 12.7 mm (0.50 po) minimum)
Position de largage de la verrière (entièrement ouverte)	Amortisseurs entièrement enfoncés
Doigt de verrouillage d'articulation et fentes pour leviers	Voir figure 7-6, feuille 1, détail B
Goupilles de fixation de verrou	Remettre en place
3. Dégagements des galets	
Dégagement crochet-galet	Voir figure 7-6, feuille 2, détail D
Verrière-structure	Aucune interférence
4. Réglage de l'éjecteur de verrière	
Réglage de l'actionneur	1.52 ±0.752 mm (0.06 ±0.03 po)
Réglage de la tringle verticale	Préchargée
Voyant d'alarme verrière	Éteint
5. Réglage du contacteur de fin de course de verrière fermée (avec alimentation de parc en marche)	
Tringlerie fermée	Voyant d'alarme éteint
6. Vérification du fonctionnement manuel	
Charges (internes et externes) sur la poignée	47 N (10.6 lb) maximum

Figure 7-2-8 (feuille 1 de 2) Liste des vérifications du réglage de la verrière

Canopy Rigging Check List	
ACTION	**REQUIRED**
7. Emergency Jettison Control (See Figure 7-8)	
Cable extension	19.05 mm (0.75 in.) maximum
Handle travel	50.8 mm (2.0 in.) minimum
Force to move	89 N (20 lb) minimum, 156 N (35 lb) maximum
8. Canopy Operational Check (Ground Power ON)	
Close canopy	
Warning light	Out
Canopy seal	Inflates
Time to close	13 seconds maximum
Canopy closed indicator lines	Aligned
Open canopy	
Warning light	On
Canopy seal	Deflates
Time to open	13 seconds maximum
Pressurize cockpit (1.72 kPa (0.25 psi))	See Figure 7-6, Sheet 2 for clearances
Canopy operation (external switch)	Check function
9. Demist Pipe Check	
Check demist pipe clearances	See Figure 7-9 for clearances

Figure 7-2-8 (Sheet 2 of 2) Canopy Rigging Check List

Liste des vérifications du réglage de la verrière	
ARTICLE	**EXIGENCE**
7. Circuit de commande de largage d'urgence (voir figure 7-8)	
Allongement du câble	19.05 mm (0.75 po) maximum
Course de la poignée	50.8 mm (2.0 po) minimum
Force de déplacement	89 N (20 lb) minimum, 156 N (35 lb) maximum
8. Vérification du fonctionnement de la verrière (avec alimentation de parc en marche)	
Fermeture de la verrière	
Voyant d'alarme	Éteint
Boudin de verrière	Se gonfle
Temps de fermeture	13 secondes maximum
Lignes-repères de fermeture de verrière	Alignées
Ouverture de la verrière	
Voyant d'alarme	Allumé
Boudin de verrière	Se dégonfle
Temps d'ouverture	13 secondes maximum
Pressurisation du poste de pilotage (1.72 kPa (0.25 lb/po^2))	Voir figure 7-6, feuille 2 pour les dégagements
Fonctionnement de la verrière (contacteur extérieur)	Vérifier le fonctionnement
9. Vérification des conduites de désembuage	
Vérifier les dégagements des conduites de désembuage	Voir figure 7-9 pour les dégagements

Figure 7-2-8 (feuille 2 de 2) Liste des vérifications du réglage de la verrière

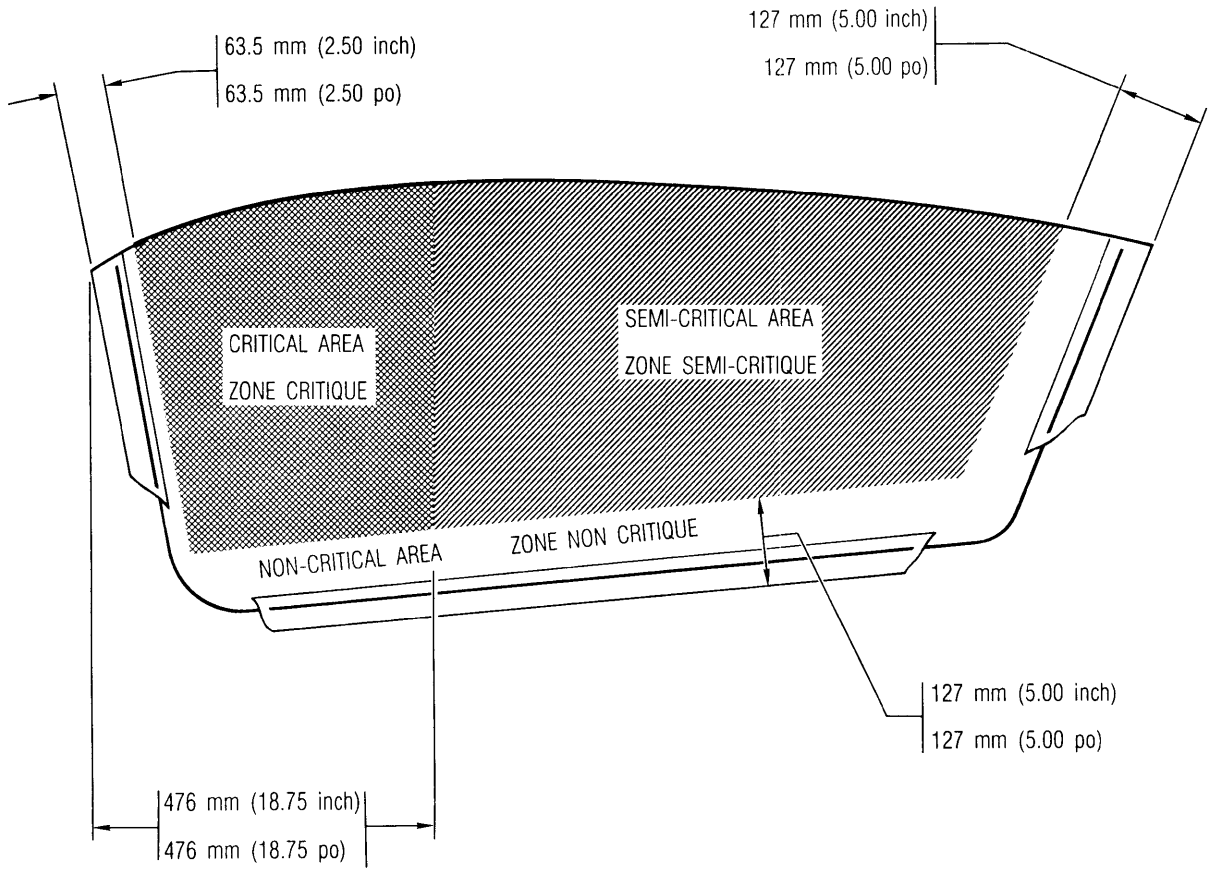


Figure 7-2-9 Canopy Critical and Noncritical Areas
Figure 7-2-9 Zones critiques et non critiques de la verrière

j. Open canopy by setting CANOPY ARMING switch to OPEN and pressing the CANOPY ACTUATE switch. Check that CANOPY UNLOCK light illuminates and that the canopy moves from closed to fully open position in less than 13 seconds.

NOTE

Canopy overcentre locking mechanism shall produce an audible indication as mechanism unlocks. If indication is not heard, further adjustment of mechanism shall be required (refer to Paragraph 28).

k. Check that all six rollers rotate freely and lubricate (see Figure 1-2, Item 21).

l. Check canopy linkage interlock hook clearances as indicated in Figure 7-2-2, Detail C.

NOTE

Clearance checks between hinge lock pawl and hinge lever slot may be made without removing canopy, canopy hinge release pin firing mechanisms (M1A1s), or emergency pawl locking caps.

(1) Install telescopic strut (refer to Paragraph 16).

(2) Disconnect the vertical operating rod from bellcrank and remove upper canopy remover attachment bolt, allowing rod and actuator to rest against adjacent structure.

(3) Attach assister bar (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 81).

(4) Use canopy tool (refer to C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 135), to check clearance.

j. Ouvrir la verrière en mettant l'interrupteur CANOPY ARMING sur OPEN et en enfonçant le poussoir CANOPY ACTUATE. S'assurer que le voyant CANOPY UNLOCK s'allume et que la verrière passe de la position fermée à la position complètement ouverte en moins de 13 secondes.

NOTA

Le mécanisme de verrouillage d'arc-boutement de la verrière doit produire un bruit perceptible quand il se déverrouille. Si on n'entend pas ce bruit, on doit régler de nouveau le mécanisme (voir paragraphe 28).

k. Vérifier que les six galets tournent tous librement, puis les lubrifier (voir figure 1-2, article 21).

l. Vérifier les dégagements des crochets d'interverrouillage de tringlerie de verrière, tel qu'indiqué à la figure 7-2-2, détail C.

NOTA

On peut effectuer les vérifications des dégagements entre les cliquets de verrouillage d'articulation et les encoches de levier d'articulation sans déposer la verrière, les mécanismes de déclencheur de percuteur (M1A1) ou les capuchons des cliquets de verrouillage de secours.

(1) Poser la contrefiche télescopique (voir paragraphe 16).

(2) Détacher la tige de manoeuvre verticale du guignol et enlever le boulon de fixation supérieur d'éjecteur de verrière, en permettant à la tige et à l'actionneur de s'appuyer contre la structure adjacente.

(3) Attacher la barre de réglage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 81).

(4) Utiliser l'outil de verrière (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 135) pour vérifier le dégagement.

(5) Insert 6.35 mm (0.25 in.) diameter end of tool in existing hole in hinge stop pin and operate hinge mechanism (using assister bar) until dampers are fully compressed (bottomed). Hold mechanism in this position and check clearance as indicated in Figure 7-2-2, Detail B.

(6) Support the front end of the canopy while carrying out the clearance checks.

(7) Move hinge mechanism to the open position. Remove assister bar.

(8) Reconnect vertical operating rod to bellcrank and install upper canopy remover attachment bolt connecting canopy remover to canopy.

(9) Remove telescopic strut (refer to Paragraph 16).

m. Set CANOPY ARMING switch to CLOSE. Press CANOPY ACTUATE switch to close canopy. Check canopy moves from opened to closed position within 13 seconds maximum.

n. Check interlock hook side clearance (see Figure 7-2-2, Detail C).

o. At canopy external switches, select OPERATE and OPEN. Check that canopy overcentre locking mechanism produces an audible indication, canopy opens and that CANOPY UNLOCK light illuminates. Release switches.

p. At the external switches, select OPERATE and CLOSE (the latter function is automatically selected by the spring-loaded switch). Check that canopy closes and that CANOPY UNLOCK light extinguishes.

q. Check that canopy can be opened and closed, fully or partially, from inside and outside cockpit.

(5) Insérer l'extrémité de 6.35 mm (0.25 po) de diamètre de l'outil dans le trou existant de la goupille d'arrêt d'articulation, puis actionner le mécanisme d'articulation (au moyen de la barre de réglage) jusqu'à ce que les amortisseurs soient complètement comprimés (enfoncés). Maintenir le mécanisme dans cette position et vérifier le dégagement tel qu'indiqué à la figure 7-2-2, détail B.

(6) Supporter l'extrémité avant de la verrière pendant qu'on effectue les vérifications de dégagement.

(7) Amener le mécanisme d'articulation en position ouverte. Enlever la barre de réglage.

(8) Raccorder la tige de manoeuvre verticale au guignol et poser le boulon de fixation supérieur d'éjecteur de verrière, pour raccorder l'éjecteur de verrière à la verrière.

(9) Enlever la contrefiche télescopique (voir paragraphe 16).

m. Mettre l'interrupteur CANOPY ARMING sur CLOSE. Enfoncer le poussoir CANOPY ACTUATE pour fermer la verrière. S'assurer que la verrière passe de la position ouverte à la position fermée en moins de 13 secondes.

n. Vérifier le dégagement latéral des crochets d'interverrouillage, (voir figure 7-2-2, détail C).

o. Mettre les commutateurs externes de verrière sur OPERATE et OPEN. Vérifier que le mécanisme de verrouillage d'arc-boutement de verrière produit un son perceptible, que la verrière s'ouvre et que le voyant CANOPY UNLOCK s'allume. Relâcher les commutateurs.

p. Mettre les commutateurs externes sur OPERATE et CLOSE (la dernière fonction est sélectionnée automatiquement par le sélecteur à ressort). S'assurer que la verrière se ferme et que le voyant CANOPY UNLOCK s'éteint.

q. S'assurer que la verrière peut être ouverte et fermée, entièrement ou partiellement, de l'intérieur et de l'extérieur du poste de pilotage.

r. Manually operate canopy through opened and closed positions.

39. Using external power, proceed as follows:

a. Disconnect aircraft batteries.

b. Ensure that CANOPY ACTUATOR circuit breaker is pushed in.

c. Connect ground power.

d. At canopy external switches, select OPERATE and CLOSE. Check that canopy moves to fully closed and locked position and that CANOPY UNLOCK light extinguishes.

e. Disconnect ground power unit.

f. Reconnect aircraft batteries.

CANOPY DEICING AND DEMISTING

40. For information on canopy deicing and demisting, see C-12-114-0C0/MF-001.

r. Manoeuvrer la verrière manuellement en passant par la position ouverte et la position fermée.

39. En utilisant l'alimentation de parc, procéder comme suit :

a. Débrancher les batteries de l'avion.

b. S'assurer que le disjoncteur CANOPY ACTUATOR est enclenché.

c. Brancher l'alimentation de parc.

d. Mettre les commutateurs externes sur OPERATE et CLOSE. S'assurer que la verrière passe en position entièrement fermée et verrouillée et que le voyant CANOPY UNLOCK s'éteint.

e. Débrancher le groupe électrogène de parc.

f. Rebrancher les batteries de l'avion.

DÉGIVRAGE ET DÉSEMBUAGE DE LA VERRIÈRE

40. Pour plus de renseignements sur le dégivrage et le désembuage de la verrière, voir C-12-114-0C0/MF-001.

SECTION 3

EJECTION SEATS AND RELATED COMPONENTS

GENERAL

1. For a complete description and maintenance instructions of the ejection seats, refer to C-22-166-000/MS-000. The left hand (LH) and right hand (RH) ejection seats are provided with individual rocket catapults for emergency escape from the aircraft provided that the airspeed is between 60 and 350 knots (111 and 648 km/h) indicated airspeed and that the aircraft altitude is 150 feet (46 m) or greater from ground level. The LH and RH seats are identical, except for the orientation of the canopy circuit breakers and if they are modified with the AERO Rigid Arm Drogue (ARAD) system. Figure 7-1-2 provides a schematic diagram of the canopy and seats ballistics. Figures 7-3-1, 7-3-2 and 7-3-3 provide views of the seat and related components when the seat is fitted in the aircraft. These views have incorporated changes to seat ballistics, such as the addition of an M27 initiator, the replacement of a cross fitting with a T-fitting and the rerouting of the ballistic hoses. Figures 7-3-4, 7-3-5 and 7-3-6 provide views of the seat fitted with the ARAD system and related components.

2. The CT114 ejection seat installation consists of an ejectable seat structure that is installed in the fixed rail structure attached to the airframe. The seat is a bucket structure fitted with an automatic opening HBU-12/B safety lap belt and a ballistic inertia reel (BIR) installation. The BIR automatically locks the shoulder harness from further extension and positions the seat occupant during ejection. The base of the seat houses the survival kit that also serves as a cushion to support the occupant. A strap-type seat occupant separator and drogue (ARAD system only) ensure the separation of the occupant and the survival kit from the seat. Electromechanical actuators are attached to the nonejecting portion of the rockets. Each seat has the following manual controls:

a. LH and RH leg guard handles, which are interconnected and rotate upward, initiating the canopy jettison, pilot restraint and seat ejection sequence.

b. An inertia reel control lever, mounted on the LH side of the seat bucket, permits the occu-

SECTION 3

SIÈGES ÉJECTABLES ET ÉLÉMENTS CONNEXES

GÉNÉRALITÉS

1. Pour la description complète et les instructions de maintenance des sièges éjectables, voir C-22-166-000/MS-000. Les sièges éjectables gauche et droit sont équipés chacun d'une catapulte à fusée qui permet l'évacuation d'urgence hors de l'avion lorsque la vitesse indiquée se situe entre 60 et 350 noeuds (111 et 648 km/h) et que l'altitude de l'avion est égale ou supérieure à 150 pieds (46 m) au-dessus du niveau du sol. Les sièges gauche et droit sont identiques, sauf en ce qui concerne l'orientation des perforateurs de verrière et le fait que le siège soit ou non équipé du circuit d'éjection à parachute-frein à bras rigide Aero (ARAD). La figure 7-1-2 présente un schéma des circuits pyrotechniques de la verrière et des sièges. Les figures 7-3-1, 7-3-2 et 7-3-3 offrent des vues du siège et des éléments connexes lorsque le siège est posé dans l'avion. Ces vues tiennent compte des modifications intégrées aux circuits pyrotechniques des sièges, comme l'ajout d'un déclencheur M27, le remplacement d'une ferrure en croix par une ferrure en T et le déplacement des conduites pyrotechniques. Les figures 7-3-4, 7-3-5 et 7-3-6 offrent des vues du siège équipé du circuit ARAD et des éléments connexes.

2. Chaque ensemble de siège éjectable du CT114 se compose d'une structure de siège éjectable posée dans la structure de rails fixes attachée à la cellule. Le siège est constitué d'une structure de baquet munie d'une sangle sous-abdominale de sécurité HBU-12/B à ouverture automatique et d'un enrouleur à inertie. Ce dernier bloque automatiquement l'allongement des bretelles de sécurité et assure ainsi le positionnement de l'occupant du siège durant l'éjection. La base du siège loge la trousse de survie, laquelle sert aussi de coussin de support à l'occupant. Un séparateur pilote-siège à courroie et un parachute-frein (configuration avec circuit ARAD seulement) libèrent du siège l'occupant et la trousse de survie. Des actionneurs électromécaniques sont fixés à la partie non éjectable des fusées. Chaque siège comporte les commandes manuelles suivantes :

a. Les poignées de serre-jambe de gauche et de droite, conjuguées et pivotant vers le haut, qui déclenchent la séquence de largage de la verrière, d'immobilisation des pilotes et d'éjection des sièges.

b. Un levier de commande d'enrouleur à inertie, monté sur le côté gauche du baquet de siège,

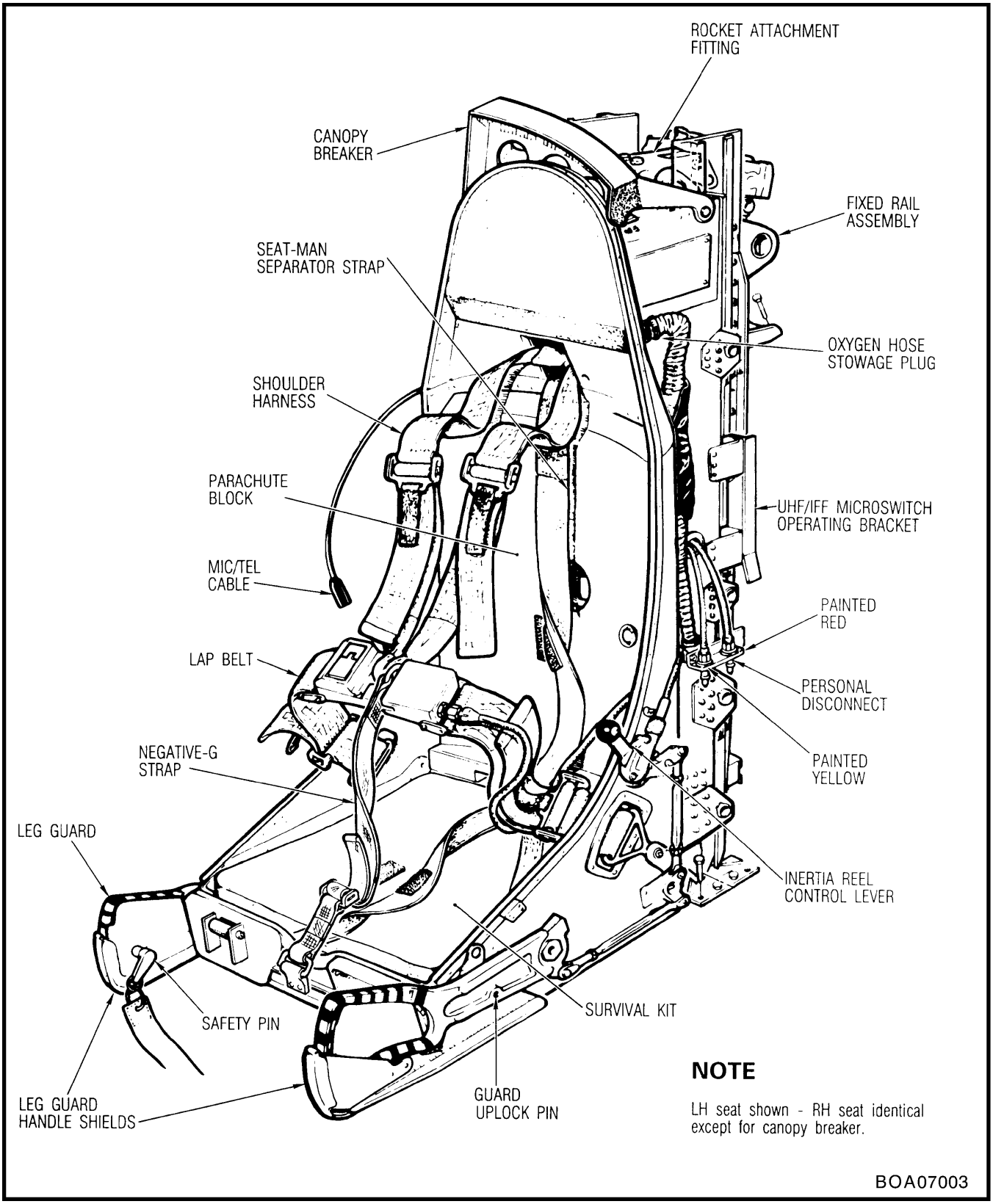


Figure 7-3-1 Ejection Seat – General Arrangement (Non-ARAD Equipped)

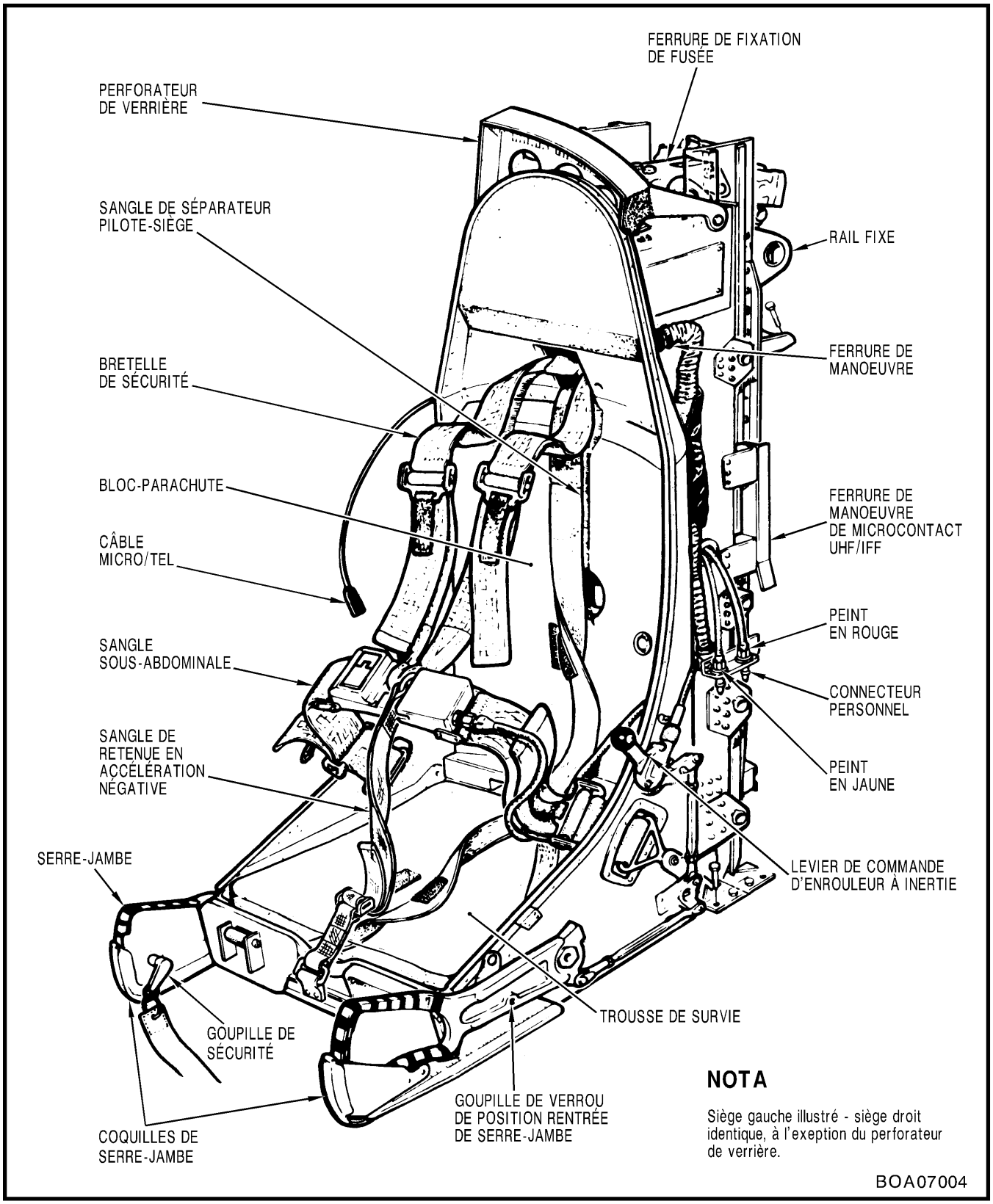


Figure 7-3-1 Siége éjectable – vue d'ensemble (configuation sans ARAD)

pant to lock the shoulder harness by moving the lever forward and to select AUTOMATIC reel action by moving the lever aft.

qui permet au pilote de verrouiller ses bretelles de sécurité en déplaçant le levier vers l'avant ou de choisir le fonctionnement AUTOMATIQUE de l'enrouleur en déplaçant le levier vers l'arrière.

AERO RIGID ARM DROGUE SYSTEM (ARAD)

3. In order to improve the seat/occupant separation, the CT114 operational aircraft ejection seats have been fitted with an ARAD assembly, drogue chute with assist chute and pencil cutters. The ARAD assembly, which is fitted on the right side of the seat frame, consists of a telescoping ARAD arm assembly, hereafter to be referred to as the ARM, and lock down assembly. The deployment bag, which contains the assist chute and drogue chute, is housed within the drogue chute container above the ARM. The drogue chute bridle is connected to the ARM by a paralink. In addition, pencil cutters have been fitted to the drogue chute release KEVLAR cord and to the ARM restraint KEVLAR cord.

CIRCUIT D'ÉJECTION À PARACHUTE-FREIN À BRAS RIGIDE AERO (ARAD)

3. Afin d'améliorer le processus de séparation pilote-siège, on a équipé les sièges éjectables des avions CT114 opérationnels d'un dispositif ARAD, avec parachute-frein, parachute auxiliaire et crayons-coupeurs. Le dispositif ARAD, posé sur le côté droit du cadre du siège, est constitué d'un bras télescopique, ci-après appelé le bras, et d'un dispositif de verrouillage. La gaine de déploiement, qui contient le parachute auxiliaire et le parachute-frein, est logée dans le compartiment du parachute-frein au-dessus du bras. La bride du parachute-frein est reliée au bras par un dispositif d'attache de parachute. De plus, des crayons-coupeurs ont été installés au cordon en kevlar de libération du parachute-frein et au cordon en kevlar de retenue du bras.

OPERATION

4. The side-by-side ejection seats of the CT114 Tutor aircraft eject independently of one another. When the ejection is initiated by the seat occupant, the ejection sequence is as follows:

a. Raising one or both of the leg guard handles triggers the three 0.0 second delay M27 initiators and locks the Ballistic Inertia Reel (BIR).

b. Gas from the left hand initiator travels through the ballistic line, through the personal leads disconnect, through the check valve and on to fire the two M1A1 canopy hinge release pins which unlatch the canopy. At the same time, gas travels up the ballistic line to the canopy remover M1A1 firing pin release that fires the canopy remover.

c. Gas from the right hand M27 initiator travels through the ballistic line to the right hand 0.5 second delay M72 initiator. The gas from the M72 initiator travels through the ballistic line, check valve, personal leads disconnect and on to fire the ROCAT.

d. Gas from the centre M27 initiator travels through the ballistic lines to the left hand 0.5 second delay M72 initiator (which fires at the

FONCTIONNEMENT

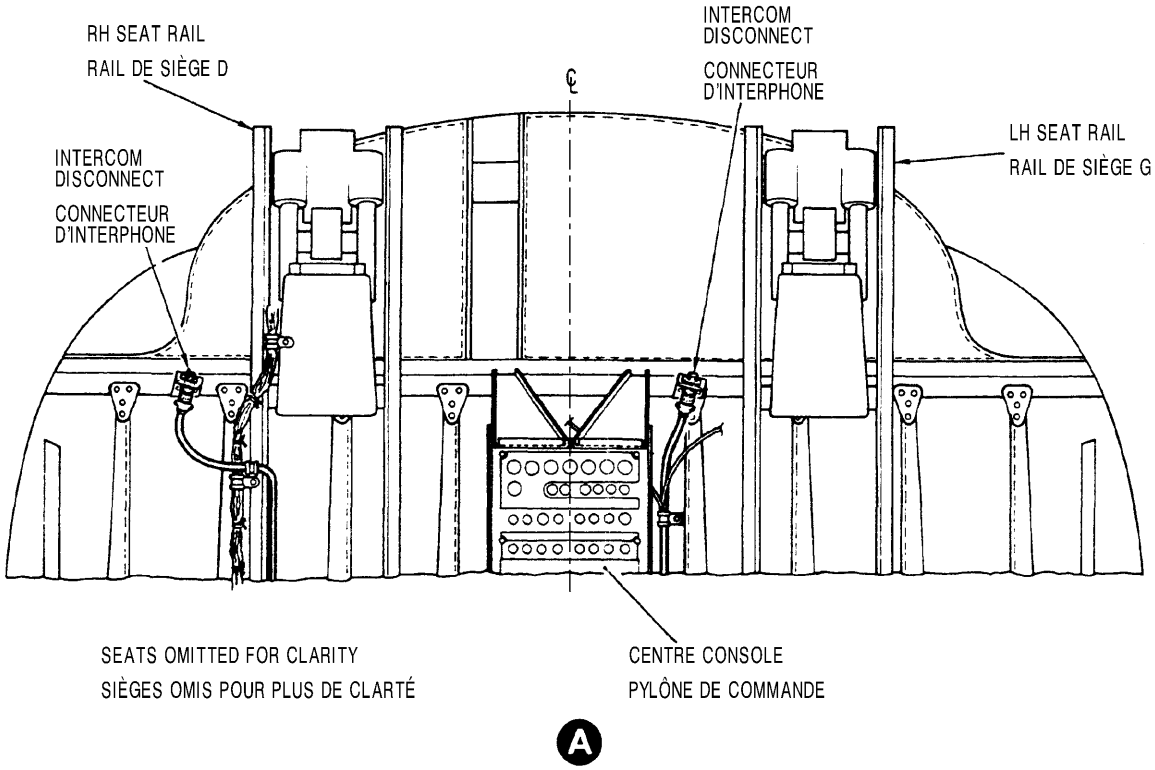
4. Les sièges éjectables cxote à côte de l'avion CT114 Tutor s'éjectent indépendamment l'un de l'autre. Lorsque l'occupant du siège déclenche l'éjection, la séquence d'éjection est la suivante :

a. Le soulèvement d'une ou des deux poignées de serre-jambe actionne les trois déclencheurs M27 à retard de 0.0 seconde et verrouille l'enrouleur à inertie.

b. Le gaz du déclencheur de gauche passe dans la conduite pyrotechnique, traverse le connecteur personnel et le clapet antiretour, et actionne les deux déclencheurs de percuteur d'articulation de verrière M1A1, lesquels déverrouillent la verrière. Simultanément, le gaz monte dans la conduite pyrotechnique menant au déclencheur de percuteur M1A1 de l'éjecteur de verrière, lequel actionne l'éjecteur de verrière.

c. Le gaz du déclencheur M27 de droite traverse la conduite pyrotechnique jusqu'au déclencheur M72 à retard de 0.5 seconde de droite. Le gaz du déclencheur M72 traverse la conduite pyrotechnique, le clapet antiretour et le connecteur personnel, puis actionne la ROCAT.

d. Le gaz du déclencheur M27 du centre traverse les conduites pyrotechniques jusqu'au déclencheur M72 à retard de 0.5 seconde de



BOAO7008

Figure 7-3-2 Cockpit Bulkhead and Seat Rails – General View
Figure 7-3-2 Cloison de poste de pilotage et rails de siège – vue générale

same time as the RH M72) and to the gas generator. When the gas generator fires, it causes the BIR to retract the shoulder harness. The shoulder harness pulls the seat occupant into the correct ejection posture.

e. During the ejection, as the seat starts to move up the fixed rails, a bracket on the rail contacts the operating lever on the seat which fires the 1.0 second delay M32A1 initiator. Gas from the M32A1 initiator travels through a ballistic line to the ballistic part of the HBU-12/B lap belt to release the lap belt. Gas also travels to the rotary actuator. The rotary actuator fires and retracts the webbing strap behind the seat occupant until it becomes taut and separates the occupant from the seat. The parachute deploys automatically.

DISTRESS SIGNAL TRANSMISSION

5. As the seat travels up the fixed rails, a spring-loaded microswitch is released and an automatic UHF/IFF distress signal is activated.

SUMMARY OF EJECTION SEQUENCE

6. The ejection seats are operated independently of one another by the seat occupant. The timed sequence of events after one or both leg guard handles are operated is as follows:

a. 0.0 second – BIR locks and operates to bring the seat occupant to the correct ejection posture and the canopy is jettisoned.

b. 0.5 second – ROCAT fires and the seat begins to move up the rails.

c. 0.5 second plus approximately 12 in. (30 cm) of seat travel – initiator lanyard/locking pin assembly releases assist chute flaps and drogue chute container flaps, activates drogue chute and arm restraint pencil cutters.

d. 0.6 second – arm restraint pencil cutters cut the arm restraint (Kevlar cord) to release the ARM.

gauche (qui s'actionne au même moment que le M72 de droite) et jusqu'au générateur de gaz. Lorsque le générateur de gaz s'actionne, l'enrouleur à inertie rentre les bretelles de sécurité. Ces dernières retiennent l'occupant du siège dans la position correcte pour l'éjection.

e. Durant l'éjection, quand le siège commence à monter sur les rails fixes, une ferrure sur le rail entre en contact avec le levier de manoeuvre du siège, ce qui actionne le déclencheur M32A1 à retard de 1.0 seconde. Le gaz du déclencheur M32A1 traverse une conduite pyrotechnique jusqu'au dispositif pyrotechnique de la sangle sous-abdominale HBU-12/B pour relâcher cette dernière. Le gaz atteint aussi l'actionneur rotatif, lequel se déclenche et enroule la sangle derrière le pilote jusqu'à ce qu'elle soit tendue et qu'elle sépare le pilote de son siège. Le parachute s'ouvre automatiquement.

ÉMISSION D'UN SIGNAL DE DÉTRESSE

5. Lorsque le siège monte sur les rails fixes, un microcontact à ressort est relâché et l'émission d'un signal de détresse UHF/IFF est automatiquement déclenchée.

SOMMAIRE DE LA SÉQUENCE D'ÉJECTION

6. Les sièges éjectables peuvent être actionnés indépendamment l'un de l'autre par l'occupant du siège. Lorsqu'on actionne une ou les deux poignées de serre-jambe, la séquence chronologique des évènements est la suivante :

a. 0.0 seconde – L'enrouleur à inertie se verrouille et immobilise l'occupant du siège dans la position correcte pour l'éjection, puis la verrière est larguée.

b. 0.5 seconde – La ROCAT s'allume et le siège commence à monter sur les rails.

c. 0.5 seconde plus environ 12 po (30 cm) de course du siège – L'ensemble de la goupille de verrouillage et du cordon du déclencheur libère les volets du parachute auxiliaire et les volets du compartiment du parachute-frein, puis actionne le parachute-frein et les crayons-coupeurs de dispositif de retenue de bras.

d. 0.6 seconde – Les crayons-coupeurs de dispositif de retenue de bras coupent le dispositif de retenue de bras (cordon en kevlar) pour libérer le bras.

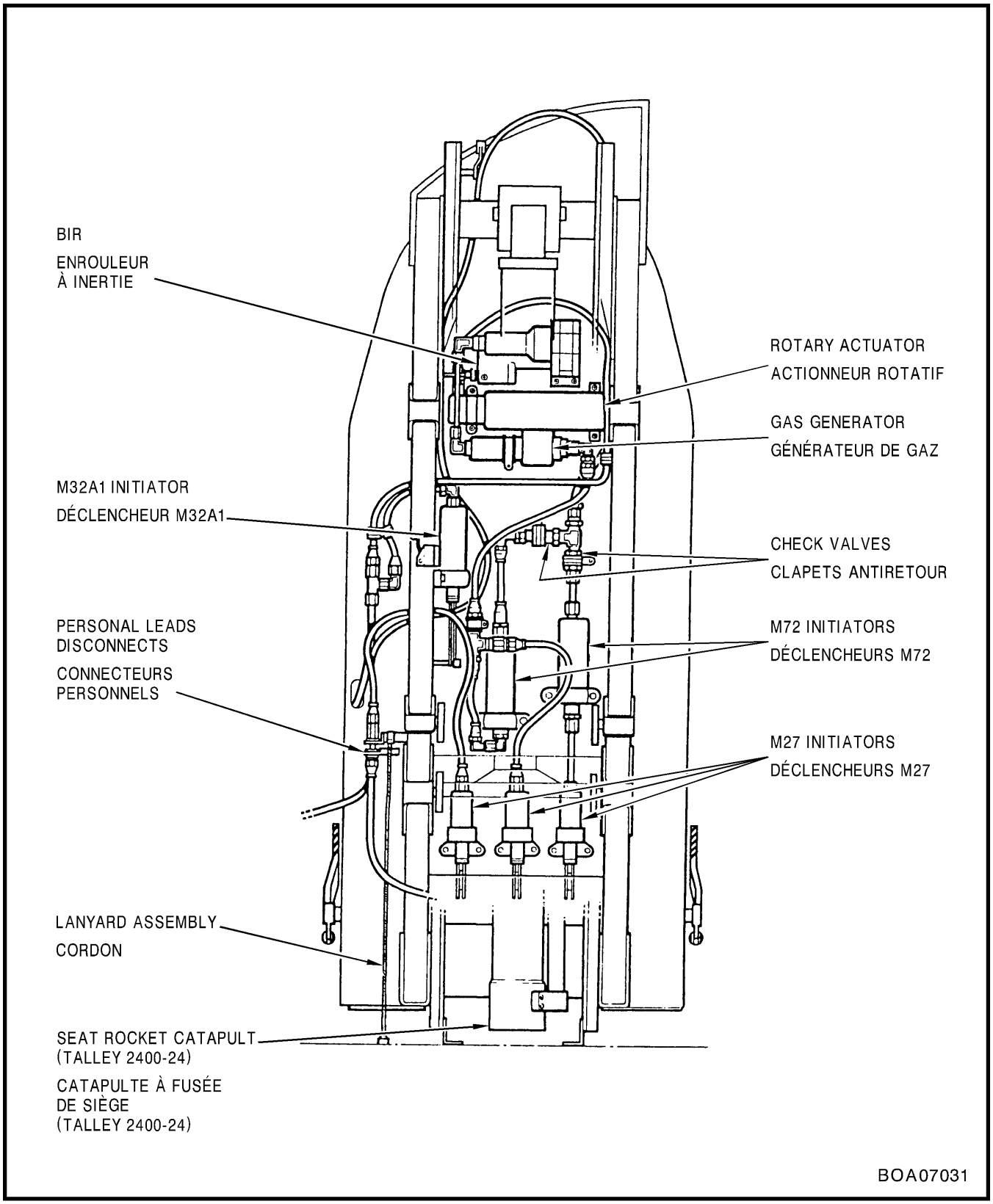


Figure 7-3-3 Seat Ballistics and Related Components (Non-ARAD Equipped)
Figure 7-3-3 Circuit pyrotechique du siège et élements connexes (configuration sans ARAD)

e. 1.3 second – drogue chute pencil cutters cut the Kevlar cord on the deployment bag to allow deployment of the drogue chute.

f. 1.5 second – lap belt opens, rotary actuator cartridge fires, occupant is separated from the seat and parachute arms.

g. 2.5 second – parachute commences deployment.

DROGUE CHUTE DEPLOYMENT

7. As the seat moves upwards (12 in. [30 cm] of seat travel), the telescoping rod, which is attached to the floor of the cockpit and connected to the initiator lanyard on the seat, reaches its full extension. At this time, each of the three branches of the initiator lanyard (one connected to the drogue chute locking pin assembly and one each to the drogue chute pencil cutters and the ARM restraint pencil cutters) cause the following:

a. The middle branch (with loop) withdraws the locking pin assembly from the drogue chute container flaps. This action causes the locking pins to be pulled from the flap loops and the cable pin to be withdrawn from the assist chute closure loop. The assist chute can now deploy and the deployment bag is free to move away from the drogue chute container.

b. The shortest branch (with eyelet) withdraws firing pins from the arm restraint 0.1 second delay pencil cutters.

c. The longest branch (with eyelet) withdraws firing pins from the drogue chute 0.8 second delay pencil cutters.

8. Once the pencil cutters shear the arm restraint (Kevlar cord) and the Kevlar cord on the deployment bag, the g loads of the ejection force the ARM to rotate downward (in relation to the seat frame) until the ARM detent is engaged in the mount assembly. At the same time, the drogue chute, which is connected (at the bridle) to the centre post of the ARM, is pulled out of its container. The deployed assist chute pulls the deployment bag off the drogue chute and the drogue chute is deployed. The action of the drogue

e. 1.3 seconde – Les crayons-coupeurs de parachute-frein coupent le cordon en kevlar sur la gaine de déploiement pour permettre l'ouverture du parachute-frein.

f. 1.5 seconde – La sangle sous-abdominale s'ouvre, la cartouche de l'actionneur rotatif s'allume, l'occupant est séparé du siège et le parachute s'arme.

g. 2.5 secondes – Le parachute commence à s'ouvrir.

OUVERTURE DU PARACHUTE-FREIN

7. Lorsque le siège monte (à 12 po [30 cm] de course du siège), la tige télescopique, qui est fixée au plancher du poste de pilotage et reliée au cordon du déclencheur sur le siège, atteint son allongement maximal. À ce moment, les trois branches du cordon du déclencheur (une rattachée à la goupille de verrouillage du parachute-frein et une à chacun des crayons-coupeurs de parachute-frein et des crayons-coupeurs de dispositif de retenue de bras) provoquent ce qui suit :

a. La branche de longueur intermédiaire (avec boucle) retire la goupille de verrouillage des volets du compartiment du parachute-frein. Cela fait sortir les goupilles de verrouillage des boucles des volets et fait sortir la goupille de câble de la boucle de fermeture du parachute auxiliaire. Le parachute auxiliaire peut ensuite s'ouvrir et la gaine de déploiement peut librement s'éloigner du compartiment du parachute-frein.

b. La branche la plus courte (avec oeillet) retire les percuteurs des crayons-coupeurs à retard de 0.1 seconde de dispositif de retenue de bras.

c. La branche la plus longue (avec oeillet) retire les percuteurs des crayons-coupeurs à retard de 0.8 seconde du parachute-frein.

8. Une fois que les crayons-coupeurs ont tranché le dispositif de retenue de bras (cordon en kevlar) ainsi que le cordon en kevlar sur la gaine de déploiement, les charges d'accélération produites par l'éjection forcent le bras à pivoter vers le bas (par rapport au cadre du siège) jusqu'à ce que le cran du bras s'engage dans le dispositif de fixation. Simultanément, le parachute-frein, qui est relié (par sa bride) au montant central du bras, est tiré hors de son compartiment. Le parachute auxiliaire ouvert tire la

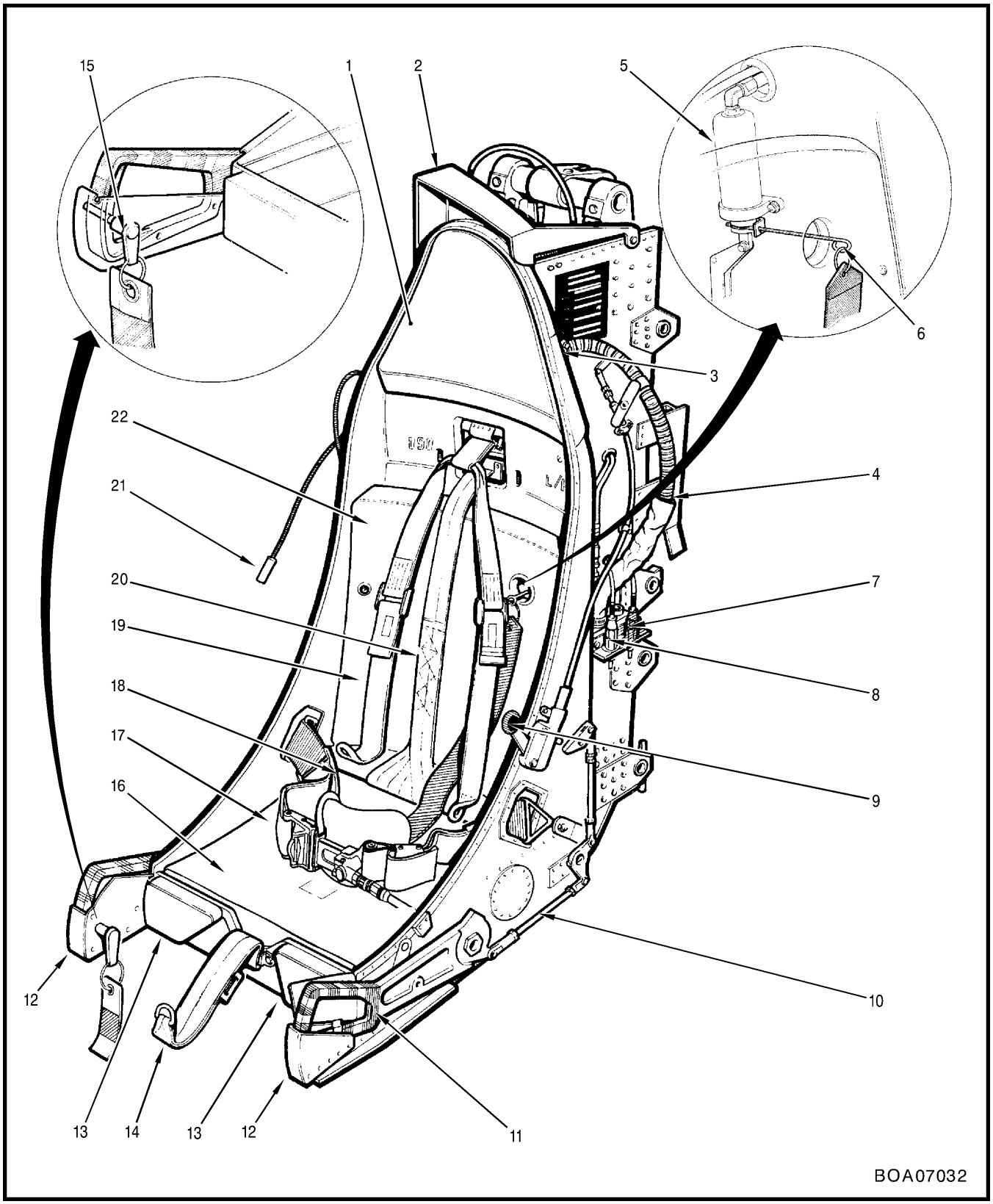


Figure 7-3-4 (Sheet 1 of 2) Ejection Seat General Arrangement (ARAD Equipped) – Front View
Figure 7-3-4 (feuille 1 de 2) Vue d'ensemble du siège éjectable (configuration avec ARAD) – vue avant

LEGEND	LÉGENDE
1. HEADREST PAD	1. COUSSIN D'APPUI-TÊTE
2. CANOPY BREAKER	2. PERFORATEUR DE VERRIÈRE
3. OXYGEN HOSE STOWAGE PLUG	3. PRISE DE RANEMENT DU TUYAU D'OXYGÈNE
4. UHF/IHF MICROSWITCH OPERATING BRACKET	4. SUPPORT DE COMMANDE DU CONTACTEUR UHF/IFH
5. M32A1 INITIATOR	5. IMPULSEUR M32A1
6. M321A SAFETY PIN AND STREAMER	6. GOUPILLE DE SÉCURITÉ ET BANDEROLE M321A
7. PERSONAL LEAD DISCONNECT (PAINTED RED)	7. DÉBRANCHEMENT DE FIL PERSONNEL (PEINT EN ROUGE)
8. PERSONAL LEAD DISCONNECT (PAINTED YELLOW)	8. DÉBRANCHEMENT DE FIL PERSONNEL (PEINT EN JAUNE)
9. BIR CONTROL LEVER	9. LEVIER DE COMMANDE DE L'ENROULEUR PYROTECHNIQUE
10. CONTROL LINK ASEMBLY	10. BIELLETTE DE COMMANDE
11. LEG GUARD HANDLE	11. POIGNÉE DE PROTÈGE-JAMBES
12. LEG GUARD PROTECTION CRADLE	12. SUPPORT DE PROTECTION DU PROTÈGE-JAMBE
13. LEG REST PAD	13. COUSSIN DE L'APPUI-JAMBES
14. NEGATIVE "G" STRAP AND BRACKET	14. SANGLE «G» NÉGATIF ET SUPPORT
15. LEG GUARD HANDLE PIN AND STREAMER	15. GOUPILLE DE POIGNÉE ET BANDEROLE DE POIGNÉE DU PROTÈGE-JAMBE
16. SURVIVAL KIT	16. TROUSSE DE SURVIE
17. AUTOMATIC LAP BELT	17. CEINTURE AUTOMATIQUE
18. PARACHUTE SHELF FILLER BLOCK	18. BLOC DE REMBOURRAGE DE L'ÉTAGÈRE DU PARACHUTE
19. SHOULDER HARNESS	19. BRETELES
20. SEAT-OCUPANT SEPARATOR STRAP	20. SANGLE DE SEPARATION SIÈGE-OCCUPANT
21. MIC-TEL CABLE	21. CÂBLE MICROPHONE/ÉCOUTEURS
22. SEAT BACK FILLER BLOCK	22. BLOC DE REMBOURRAGE DU SIÈGE

Figure 7-3-4 (Sheet 2 of 2) Ejection Seat General Arrangement (ARAD Equipped) – Front View
Figure 7-3-4 (feuille 2 de 2) Vue d'ensemble du siège éjectable (configuation avec ARAD) – vue avant

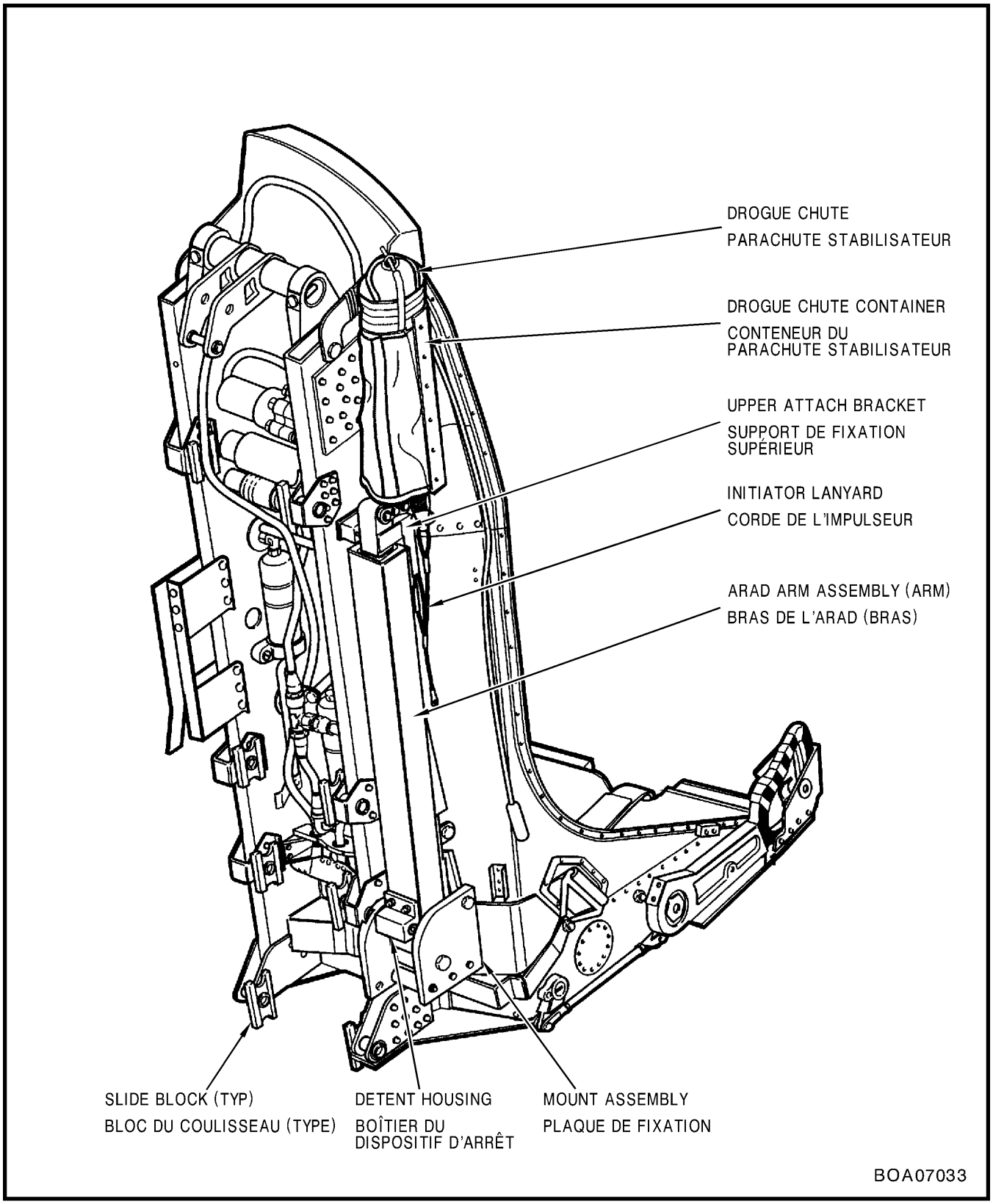


Figure 7-3-5 Ejection Seat General Arrangement (ARAD Equipped) – Rear View
Figure 7-3-5 Vue d'ensemble du siège éjectable (configuration avec ARAD) – vue arrière

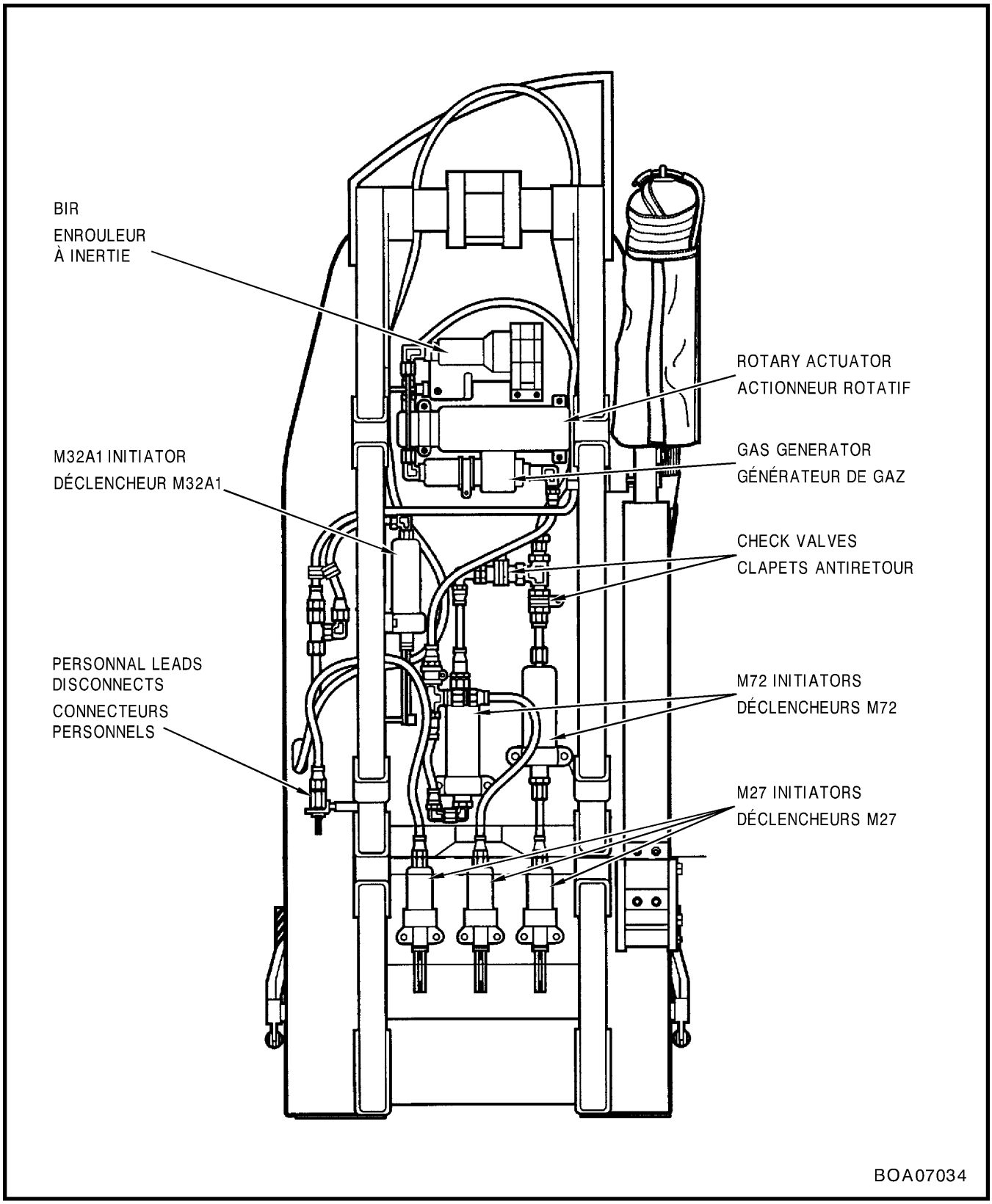


Figure 7-3-6 General View of Ballistic Components (ARAD Equipped)
Figure 7-3-6 Vue général des éléments pyrotechniques (configuration avec ARAD)

chute deployment causes the two telescoping parts of the ARM to fully extend.

9. The deployment of the drogue chute stabilizes the ejection seat. It also slows the ejection seat in relation to the occupant, thereby allowing for good seat/occupant separation before the occupant's parachute is deployed.

SEAT-MAN SEPARATOR

10. A strap-type seat-man separator separates the occupant and survival kit from the seat and actuates the parachute release.

PERSONAL LEADS

11. Personal disconnects facilitate disconnection of canopy, seat rocket catapult ballistic hoses and oxygen pressure hoses. The intercom cables disconnect from quick-disconnects mounted on the canted bulkhead.

SEAT ADJUSTMENT – ELECTRICAL

12. The seat adjustment system is operated by electrical power from No. 1 28 Vdc essential bus, through the LH and RH SEAT ADJUST circuit breakers on the centre console circuit breaker panel. The system consists of two 2-way momentary contact seat adjust control switches marked SEAT ADJUST, UP-DN, and two electric actuators, one at each pilot position. The LH pilot control switch is located on the LH fascia panel and the RH pilot control switch on the RH fascia panel. The actuators are attached to the seat rails, near the top. The two moving rods operated by the actuator motor mechanism are attached to the nonejecting portion of the seat rocket catapult. The seat may be adjusted up or down from any preset position. Maximum overall travel is 127 mm (5 in.). For the electrical schematic diagram, see Figure 7-3-7.

COMPONENT LOCATIONS

13. A mini-table of components and their locations follows:

gaine de déploiement à l'écart du parachute-frein et ce dernier s'ouvre. L'ouverture du parachute-frein fait sortir complètement les deux parties télescopiques du bras.

9. L'ouverture du parachute-frein stabilise le siège éjectable. Elle ralentit aussi le siège éjectable, ce qui permet une bonne séparation pilote-siège avant l'ouverture du parachute du pilote.

SÉPARATEUR PILOTE-SIÈGE

10. Un séparateur pilote-siège à courroie libére du siège l'occupant et sa trousse de survie et déclenche l'ouverture du parachute.

CONNECTEURS PERSONNELS

11. Des connecteurs personnels facilitent le débranchement des conduites pyrotechniques des catapultes à fusée de siège et de verrière ainsi que des conduites d'oxygène sous pression. Les câbles d'interphone se débranchent aux raccords rapides montés sur la cloison inclinée.

RÉGLAGE DES SIÈGES – CIRCUIT ÉLECTRIQUE

12. Le circuit de réglage des sièges fonctionne à partir d'une alimentation électrique fournie par le bus de 28 V c.c. essentiel n° 1, par l'intermédiaire des disjoncteurs LH et RH SEAT ADJUST situés sur le panneau disjoncteurs du pylène de commande. Le circuit comprend deux commutateurs bidirectionnels à contact momentané SEAT ADJUST, UP-DN, pour le réglage des sièges, et deux actionneurs électriques, un à chaque poste pilote. Le commutateur du pilote de gauche est situé sur le tableau saillant gauche tandis que le commutateur du pilote de droite se trouve sur le tableau saillant droit. Les actionneurs sont fixés aux rails de siège, près du haut. Les deux tiges mobiles, actionnées par le mécanisme du moteur de l'actionneur, sont fixées à la partie non éjectable de la catapulte à fusée de siège. Le siège peut être réglé vers le haut ou vers le bas, à partir de n'importe quelle position préréglée. La course maximale est de 127 mm (5 po). Pour le schéma électrique, voir figure 7-3-7.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS

13. On trouvera ci-dessous un mini-tableau des éléments et de leur emplacement :

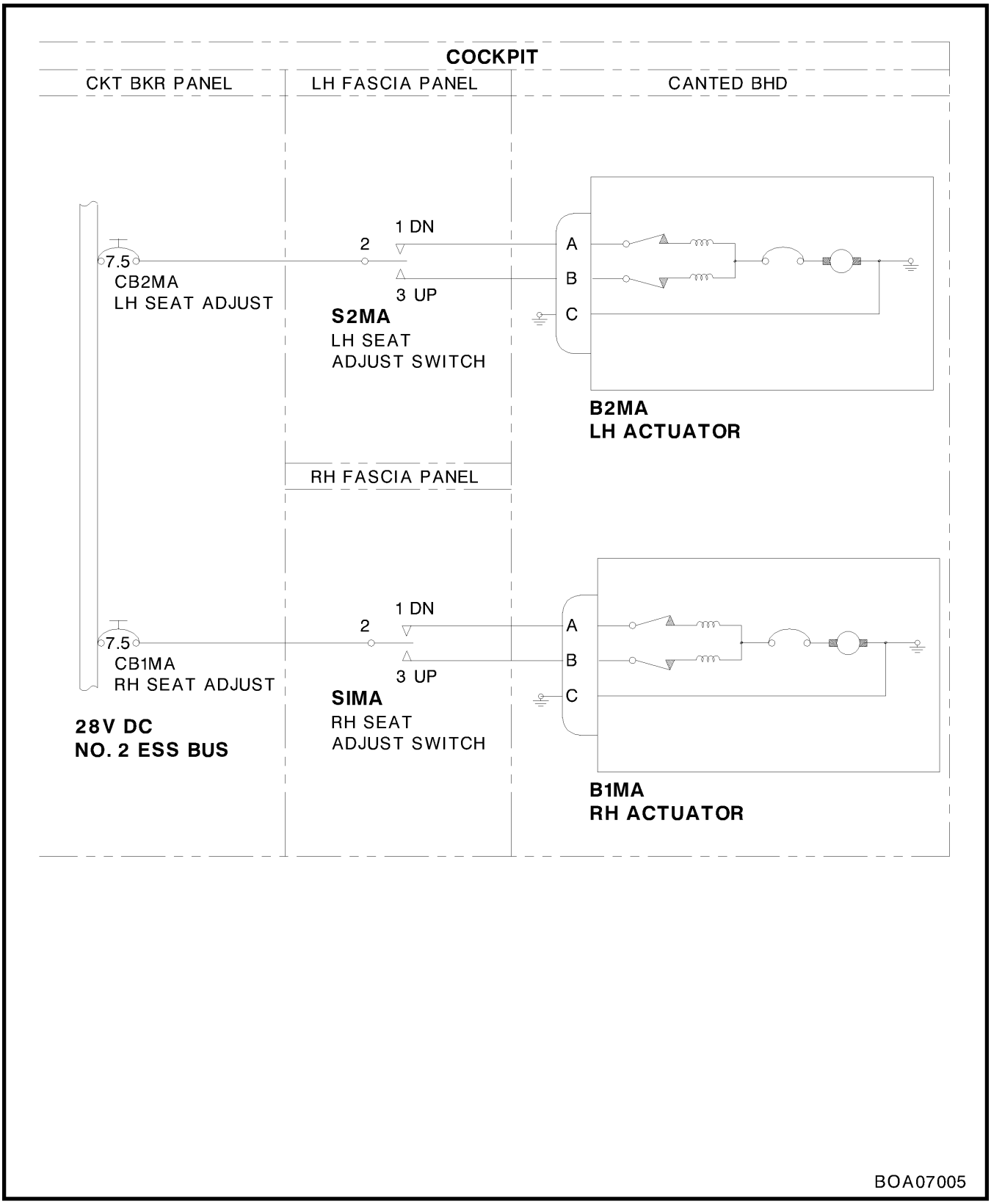


Figure 7-3-7 Seat Adjustment – Electrical Schematic
Figure 7-3-7 Réglage des sièges – schéma électrique

COMPONENT	LOCATION	ÉLÉMENT	EMPLACEMENT
LH SEAT ADJUST switch (S25M)	LH fascia panel	Commutateur LH SEAT ADJUST (S25M)	Tableau saillant G
RH SEAT ADJUST switch (S5M)	RH fascia panel	Commutateur RH SEAT ADJUST (S5M)	Tableau saillant D
LH seat adjust actuator (B25M)	LH seat rail	Actionneur de réglage de siège gauche (B25M)	Rail de siège G
RH seat adjust actuator (B5M)	RH seat rail	Actionneur de réglage de siège droit (B5M)	Rail de siège D

SEAT CONTROL – ELECTRICAL

14. With the LH and RH SEAT ADJUST circuit breakers pushed in, the common (OFF) contact of each SEAT ADJUST switch is energized. As both LH and RH seat adjust systems are identical, only the LH system is described.

15. To lower the LH seat, move the LH SEAT ADJUST switch to the DN position, and hold it there until the desired seat position has been reached.

16. Electrical power is directed, through the OFF and DN contacts of switch S25M, to terminal A of LH seat actuator B25M. The actuator extends the two actuator rods, moving the seat downwards to the required position, at which time the switch shall be released to the OFF position.

17. To raise the LH seat, move the LH SEAT ADJUST switch to the UP position, and hold it there until the desired seat position has been reached.

18. Electrical power is directed, through the OFF and UP contacts of the switch to terminal B of the LH seat actuator. The actuator retracts the two actuator rods, and the seat is moved upwards until the desired position is reached, at which time the switch shall be released to the OFF position.

19. Whenever the desired position has been overshot in the up or down direction, move the switch the opposite way to move the seat to the correct position.

COMMANDE DES SIÈGES – CIRCUIT ÉLECTRIQUE

14. Lorsque les disjoncteurs LH et RH SEAT ADJUST sont enclenchés, le contact commun (OFF) de chaque commutateur SEAT ADJUST est excité. Comme les circuits de réglage de siège gauche et droit sont identiques, seul le circuit de gauche est décrit.

15. Pour baisser le siège gauche, mettre le commutateur LH SEAT ADJUST sur DN et l'y maintenir jusqu'à ce que le siège soit à la position voulue.

16. L'alimentation électrique est acheminée, par l'intermédiaire des contacts OFF et DN du commutateur S25M, à la borne A de l'actionneur de siàge gauche B25M. L'actionneur sort les deux tiges d'actionneur pour descendre le siège jusqu'à la position voulue, après quoi le commutateur doit être relâché et remis sur OFF.

17. Pour monter le siège gauche, mettre le commutateur LH SEAT ADJUST sur UP et l'y maintenir jusqu'à ce que le siège soit à la position voulue.

18. L'alimentation électrique est acheminée, par l'intermédiaire des contacts OFF et UP du commutateur, à la borne B de l'actionneur du siège gauche. L'actionneur rentre les deux tiges d'actionneur pour monter le siège jusqu'à la position voulue, après quoi le commutateur doit être relâché et remis sur OFF.

19. Si la position voulue a été dépassée vers le haut ou vers le bas, déplacer le commutateur en sens contraire pour ramener le siège à la position voulue.

GROUND SAFETY PINS

20. Three ground safety and one maintenance safety pin with streamers are required to prevent inadvertent ejection of canopy and seats. The ground safety pins are inserted in the following locations:

a. One maintenance safety pin at the top of the canopy remover.

b. One pin at the canopy emergency jettison initiator.

c. One pin at the RH leg guard of **each seat**.

BALLISTIC INERTIA REEL (BIR)

21. The shoulder harness take-up BIR is multidirectional and automatically locks when subjected to longitudinal and/or transverse deceleration of the aircraft.

22. To adjust the BIR manual control, refer to C-22-166-000/MS-000, Section 2.

BALLISTIC INERTIA REEL FUNCTIONAL TEST

23. Proceed as follows:

a. Ensure that all clamps holding BIR control cable casing are tight to prevent slippage during operation.

b. Move BIR control lever aft to AUTOMATIC position, extend shoulder harness and allow reel to fully retract harness, checking for evidence of binding or locking during travel in either direction. Operation shall be smooth and even.

GOUPILLES DE SÉCURITÉ AU SOL

20. Trois goupilles de sécurité au sol et une goupille de sécurité de maintenance accompagnées de banderoles sont nécessaires pour prévenir l'éjection accidentelle des sièges et de la verrière. Les goupilles de sécurité au sol doivent être insérées aux endroits suivants :

a. Une goupille de sécurité de maintenance au sommet de l'éjecteur de verrière.

b. Une goupille au déclencheur de largage de secours de verrière.

c. Une goupille au serre-jambe droit de **chaque siège**.

ENROULEUR À INERTIE

21. L'enrouleur à inertie de rappel des bretelles de sécurité est multidirectionnel et se verrouille automatiquement lorsque l'avion est soumis à une décélération longitudinale ou transversale.

22. Pour régler la commande manuelle de l'enrouleur à inertie, voir C-22-166-000/MS-000, section 2.

ESSAI DE FONCTIONNEMENT DE L'ENROULEUR À INERTIE

23. Procéder comme suit :

a. S'assurer que tous les dispositifs de serrage retenant la gaine du câble de commande de l'enrouleur à inertie sont serrés de façon à empêcher le glissement du câble pendant le fonctionnement.

b. Déplacer le levier de commande de l'enrouleur à inertie vers l'arrière jusqu'à AUTOMATIC, sortir les bretelles de sécurité et laisser l'enrouleur les rentrer complètement, en s'assurant qu'il n'y a pas de signe de coincement ou de blocage lors du déplacement dans un sens ou dans l'autre. Le fonctionnement doit être régulier et sans à-coups.

CAUTION

Hold the unreeled strap to control the speed of retraction. Never allow the strap to snap back, as damage to the BIR may result.

c. Extend harness to 3/4 of its total extension and move control lever forward to LOCK position. Check that harness locks under tension. Allow harness to slowly retract, checking at various intervals for locking.

d. Check that reel fully retracts harness.

e. Reset BIR mechanism by moving control lever to LOCK position and back to AUTOMATIC position. Recheck harness operation in Steps b and c.

f. Move control lever to LOCK position and check that harness cannot be extended more than 12.7 mm (0.5 in.).

g. Return lever to AUTOMATIC and pull harness sharply to ensure that harness locks immediately.

h. Release tension from harness to allow for retraction. To extend harness, reset control lever.

i. Repeat with harness extended at various positions.

NOTE

The inertia reel control lever locks the harness when in the forward position and unlocks when in the aft position.

REMOVAL OF EJECTION SEATS

24. Remove the ejection seat as follows:

ATTENTION

Tenir les bretelles déroulées afin de contrôler la vitesse de rentrée. Ne jamais laisser les bretelles rentrer brusquement, car cela peut endommager l'enrouleur à inertie.

c. Sortir les bretelles sur les trois quarts de leur course maximale et déplacer le levier de commande vers l'avant jusqu'à LOCK. S'assurer que les bretelles se verrouillent bien lorsqu'elles sont tendues. Laisser les bretelles rentrer lentement, en vérifiant leur verrouillage à divers intervalles.

d. S'assurer que l'enrouleur fait rentrer les bretelles complètement.

e. Réarmer le mécanisme de l'enrouleur à inertie en amenant le levier de commande sur LOCK puis en le ramenant sur AUTOMATIC. Vérifier de nouveau le fonctionnement des bretelles aux étapes b et c.

f. Mettre le levier de commande sur LOCK et s'assurer que les bretelles ne peuvent pas être sorties sur plus de 12.7 mm (0.5 po).

g. Remettre le levier sur AUTOMATIC et tirer sur les bretelles d'un coup sec pour s'assurer qu'elles se verrouillent immédiatement.

h. Relâcher la tension des bretelles pour leur permettre de rentrer. Pour sortir les bretelles, remettre le levier de commande en position initiale.

i. Répéter la manoeuvre avec les bretelles sorties à diverses positions.

NOTA

Le levier de commande de l'enrouleur à inertie verrouille les bretelles de sécurité lorsqu'il est en position avant et les déverrouille lorsqu'il est en position arrière.

DÉPOSE DES SIÈGES ÉJECTABLES

24. Déposer les sièges éjectables comme suit :

WARNING

A minimum of two aviation (AVN) technicians, including at least one qualified and authorized, are required for seat and canopy remover removal/installation.

AVERTISSEMENT

Un minimum de deux techniciens en aéronautique (TECH AERO), dont au moins un technicien qualifié et autorisé, est nécessaire à la dépose et à la pose du siège et de l'éjecteur de verrière.

WARNING

All initiators are classified as explosives (refer to C-09-153-001/TS-000). Therefore, all technicians shall be completely familiar with general armament safety precautions. Store all loose initiators in approved containers and lock in an approved locker. Prior to maintenance functions, ensure seat is disarmed and safe for maintenance.

AVERTISSEMENT

Tous les déclencheurs sont classés comme des explosifs (voir C-09-153-001/TS-000). Par conséquent, tous les techniciens doivent connaître à fond les mesures de sécurité générales relatives à l'armement. Entreposer tous les déclencheurs non posés dans des contenants approuvés et les conserver dans un compartiment verrouillé approuvé. Avant d'effectuer des tâches de maintenance, s'assurer que le siège est désarmé et qu'on peut en faire la maintenance en toute sécurité.

WARNING

Prior to removal or installation of the ejection seat, ensure that the six ground safety and maintenance pins with streamers are installed.

AVERTISSEMENT

Avant de déposer ou de poser le siège éjectable, s'assurer que les six goupilles de sécurité au sol et les goupilles de maintenance accompagnées de banderoles sont en place.

WARNING

Observe all safety precautions. Prepare aircraft for ground maintenance in accordance with C-12-114-000/MF-001 and C-12-114-0F0/MF-001. Failure to comply could result in injury to personnel and/or damage to aircraft or equipment.

AVERTISSEMENT

Se conformer à toutes les mesures de sécurité pertinentes. Préparer l'avion en vue de la maintenance au sol, conformément à C-12-114-000/MF-001 et C-12-114-0F0/MF-001. Le non respect des mesures pertinentes peut être la cause de blessures pour le personnel ou de dommages à l'avion ou à l'équipement.

a. Open canopy fully.

a. Ouvrir complètement la verrière.

NOTE

The LH ARAD equipped seats and both conventional seats can be removed with the telescoping strut supporting the canopy to its full open position. However, the RH ARAD equipped seat requires additional clearance. Therefore, canopy removal is required prior to removing this

NOTA

Le siège gauche de configuration ARAD et les sièges gauche et droit de configuration classique peuvent être déposés pendant que la contrefiche télescopique supporte la verrière en position complètement ouverte. Cependant, le siège droit de configuration ARAD nécessite un plus grand

seat from the aircraft (refer to Part 7, Section 2 for canopy removal procedures).

b. Ensure ground safety and maintenance pins with streamers are installed in the following locations:

(1) One maintenance safety pin in the top of the M1A3 canopy remover.

(2) Install a positive locking retaining pin (ground safety pin) in the M3A2 canopy emergency jettison initiator on the LH side of the rear bulkhead.

(3) One ground safety pin in the RH leg guard handle of **each seat**.

(4) One maintenance pin in the M32A1 initiator of **each seat** (accessible through hole in back of seat).

c. Apply external electrical power to aircraft (refer to C-12-114-0F0/MF-001), and select DC master switch to GRD PWR.

d. Adjust the seat to the correct height by using the seat height adjust gauge (see Figure 7-3-8). The seat rocket attachment pin will be aligned with the seat rail access hole when the seat is properly positioned.

e. Select DC master switch to OFF.

CAUTION

Removal of seat activates a microswitch which causes the transmission of UHF and IFF distress signals as soon as power is applied to the aircraft electrical systems. The microswitch shall be made inoperable when the seat is not installed in the aircraft (see Figure 7-3-9).

dégagement. Par conséquent, il est nécessaire de déposer la verrière avant de déposer ce siège de l'avion (pour les procédures de dépose de la verrière, voir partie 7, section 2).

b. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol et les goupilles de maintenance accompagnées de banderoles sont mises en place aux endroits suivants :

(1) Une goupille de sécurité de maintenance au sommet de l'éjecteur de verrière M1A3.

(2) Une goupille de retenue à verrouillage par enclenchement (goupille de sécurité au sol) sur le déclencheur de largage de secours de verrière M3A2 sur le côté gauche de la cloison arrière.

(3) Une goupille de sécurité au sol dans la poignée de serre-jambe droit de **chaque siège**.

(4) Une goupille de maintenance dans le déclencheur M32A1 de **chaque siège** (accessible par le trou à l'arrière du siège).

c. Brancher l'alimentation électrique de parc à l'avion (voir C-12-114-0F0/MF-001) et mettre l'interrupteur principal c.c. sur GRD PWR.

d. Régler le siège à la hauteur voulue en utilisant la jauge de hauteur du siège (voir figure 7-3-8).
La goupille de fixation de fusée de siège sera alignée sur le trou d'accès au rail du siège une fois que le siège sera à la bonne position.

e. Mettre l'interrupteur principal c.c. sur OFF.

ATTENTION

La dépose du siège actionne un microcontact qui cause l'émission de signaux de détresse UHF et IFF dès que l'alimentation est appliquée aux circuits électriques de l'avion. Le microcontact doit être rendu inutilisable lorsque le siège n'est pas posé dans l'avion (voir figure 7-3-9).

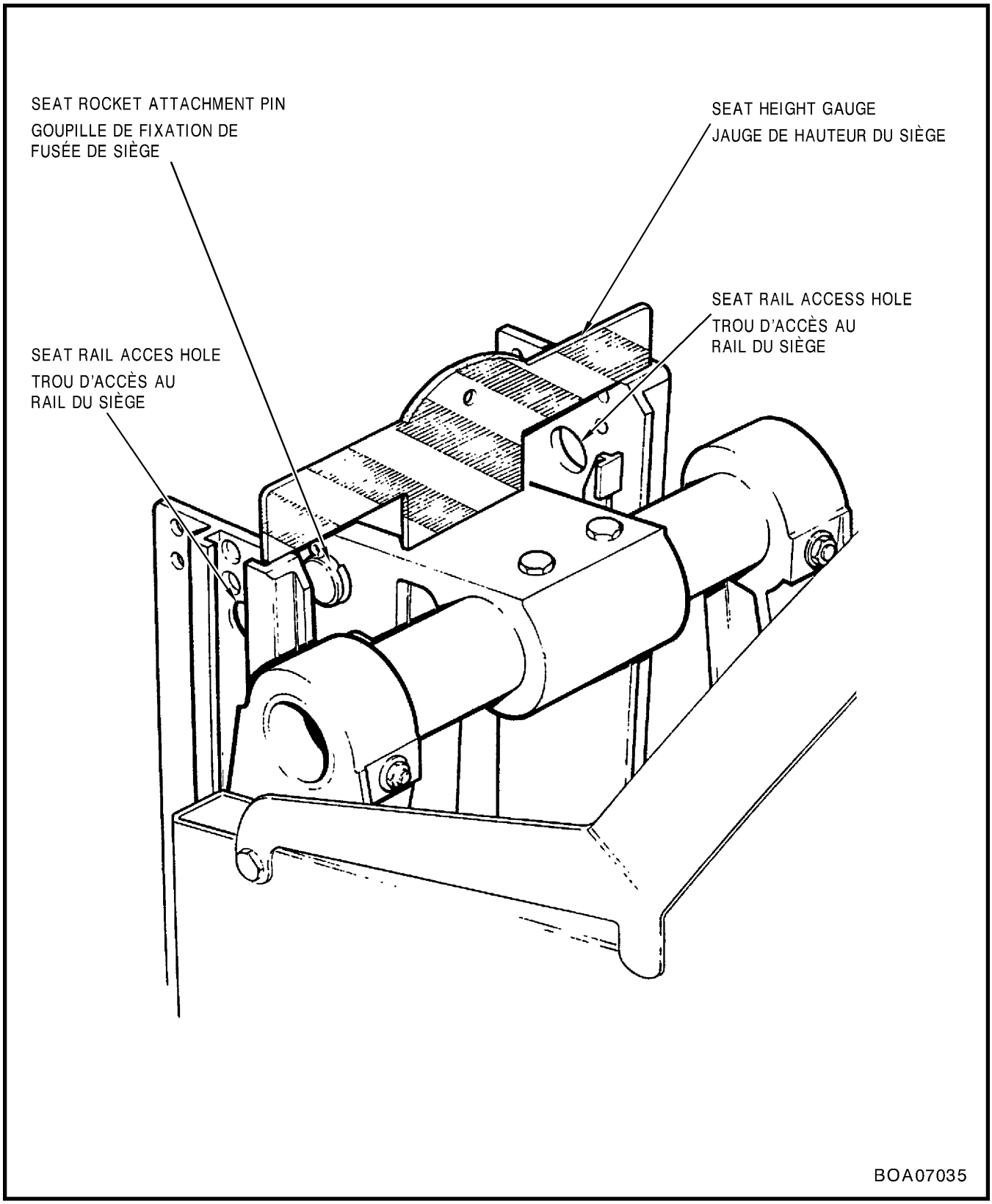


Figure 7-3-8 Using the Seat Height Gauge
Figure 7-3-8 Utilisation de la jauge de hauteur du siège

f. Pull the EMERG IFF, SEAT ADJUST LH, SEAT ADJUST RH, ENGINE START AND CONTROL, IGNITION, BOOST PUMP, IFF, UHF MAIN and IFF TEST SET circuit breakers. Also, on AUP aircraft, pull the S/P CONTROL circuit breaker.

g. Turn the canopy light to the aircraft right (starboard) and install the telescopic strut (see Part 7, Section 2).

CAUTION

Ensure that the bushing is not dislodged from the canopy remover yoke after removing the canopy attachment bolt from the canopy remover.

h. Disconnect the canopy as follows:

NOTE

Cap all ballistic hoses, tubes, actuators, initiators, gas generators, ballistic inertia reels and catapults during removals.

WARNING

Replacement of time expired removers shall be carried out in accordance with Part 7, Section 2.

(1) Disconnect the canopy pressure seal quick disconnect.

(2) Disconnect the canopy light quick disconnect.

(3) Remove the canopy attachment bolt, nut and washer from the canopy centre structure.

(4) Carefully extend the telescopic strut to its full extension, ensuring that the bushing in the canopy remover yoke assembly does not dislodge in the process.

f. Tirer les disjoncteurs EMERG IFF, SEAT ADJUST LH, SEAT ADJUST RH, ENGINE START AND CONTROL, IGNITION, BOOST PUMP, IFF, UHF MAIN et IFF TEST SET. Sur les avions visés par le programme de modernisation de l'avionique (AUP), tirer également le disjoncteur S/P CONTROL.

g. Tourner la liseuse de cartes de verrière vers la droite de l'avion (tribord) et poser la contrefiche télescopique (voir partie 7, section 2).

ATTENTION

S'assurer que la bague n'est pas délogée de la chape d'éjecteur de verrière une fois qu'on a retiré le boulon de fixation de verrière de l'éjecteur de verrière.

h. Débrancher la verrière comme suit :

NOTA

Durant les procédures de dèpose, obturer l'ensemble des conduites pyrotechniques, tubes, actionneurs, déclencheurs, générateurs de gaz, enrouleurs à inertie et catapultes.

AVERTISSEMENT

Le remplacement des éjecteurs de verrière périmés doit être effectué conformément à la partie 7, section 2.

(1) Détacher le raccord rapide du boudin d'étanchéité de verrière.

(2) Détacher le raccord rapide de la liseuse de cartes de verrière.

(3) Enlever le boulon de fixation de verrière, l'écrou et la rondelle de la structure centrale de la verrière.

(4) Sortir soigneusement la contrefiche télescopique jusqu'au maximum de sa course, en s'assurant que la bague dans la chape d'éjecteur de verrière ne se déloge pas durant la manoeuvre.

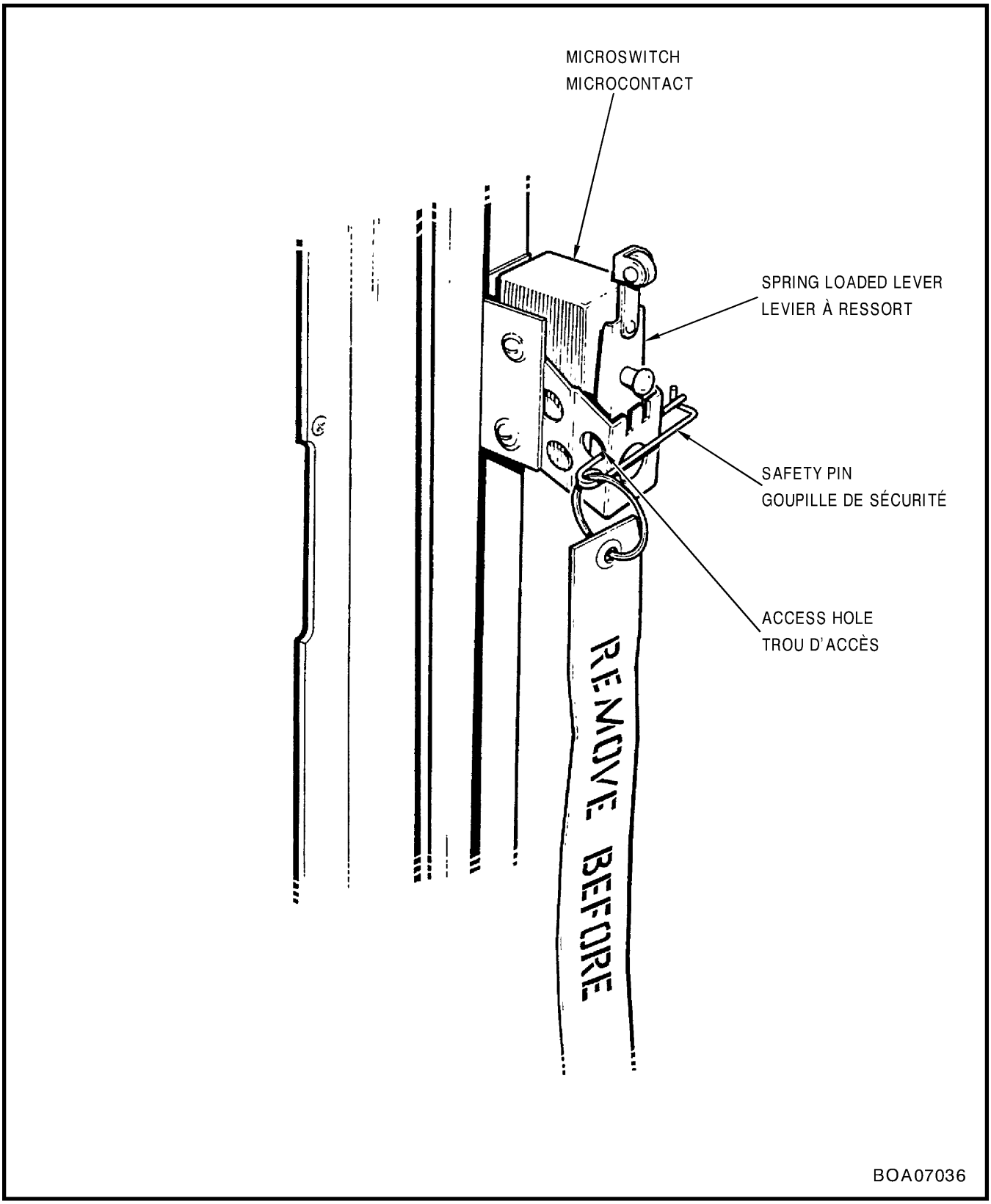


Figure 7-3-9 Microswitch Safety Pin Installed
Figure 7-3-9 Goupille de sécurité de microcontact mise en place

(5) Fully extend the telescopic strut to place the canopy in a vertical position.

NOTE

While raising the canopy, ensure that the spring-loaded pin engages in the inner tube of the strut (a red line is painted on the sliding part of the strut to indicate the alignment of the locking pin hole position when the strut is extended). Push lock ring against the locking pin.

i. Secure the bushing to the yoke using lockwire.

j. Place the cockpit sill guard on the appropriate cockpit sill.

k. Disconnect seat pack lanyard and remove the seat pack.

l. Fasten the lap belt and lock shoulder harness.

m. Disconnect telescoping rod lanyard by removing lockwire and clevis pin. Stow telescoping rod so that it will not interfere with seat removal (ARAD equipped seats only).

n. Disconnect the personal lead blocks as follows (see Figure 7-3-10):

(1) Disconnect the upper personal lead block (PLB) by pulling on the colour coded yellow quick disconnect to the canopy remover, and the red coloured quick disconnect to seat rocket catapult.

(2) Disconnect the lower PLB by releasing the spring clips and pulling the lower PLB downward.

(3) Stow the lower PLB away from the seat.

o. Disconnect the intercom disconnect cable at the rear bulkhead by pulling upward. Stow cable away from aircraft.

(5) Sortir complètement la contrefiche télescopique pour mettre la verrière en position verticale.

NOTA

Pendant la levée de la verrière, s'assurer que la goupille de verrouillage à ressort s'engage dans le tube intérieur de la contrefiche (une ligne rouge est peinte sur la partie coulissante de la contrefiche et indique l'alignement du trou de goupille de verrouillage lorsque la contrefiche est sortie). Pousser l'anneau de verrouillage contre la goupille de verrouillage.

i. Fixer la bague à la chape avec du fil à freiner.

j. Placer le protecteur de base d'appui du poste de pilotage sur la base d'appui appropriée du poste de pilotage.

k. Détacher le cordon d'ensemble de siège et déposer l'ensemble de siège.

l. Attacher la sangle sous-abdominale et verrouiller les bretelles de sécurité.

m. Détacher le cordon de tige télescopique en enlevant le fil à freiner et l'axe à épaulement. Ranger la tige télescopique de façon à ce qu'elle ne nuise pas à la dépose du siège (sièges équipés du circuit ARAD seulement).

n. Débrancher les blocs de fils personnels comme suit (voir figure 7-3-10):

(1) Débrancher le bloc de fils personnels (PLB) supérieur en tirant sur le raccord rapide de couleur jaune à l'éjecteur de verrière, ainsi que sur le raccord rapide de couleur rouge à la catapulte à fusée de siège.

(2) Débrancher le PLB inférieur en relâchant les pinces à ressort et en tirant le PLB inférieur vers le bas.

(3) Ranger le PLB inférieur à l'écart du siège.

o. Débrancher le câble de connecteur d'interphone à la cloison arrière en le tirant vers le haut. Ranger le câble à l'écart de l'avion.

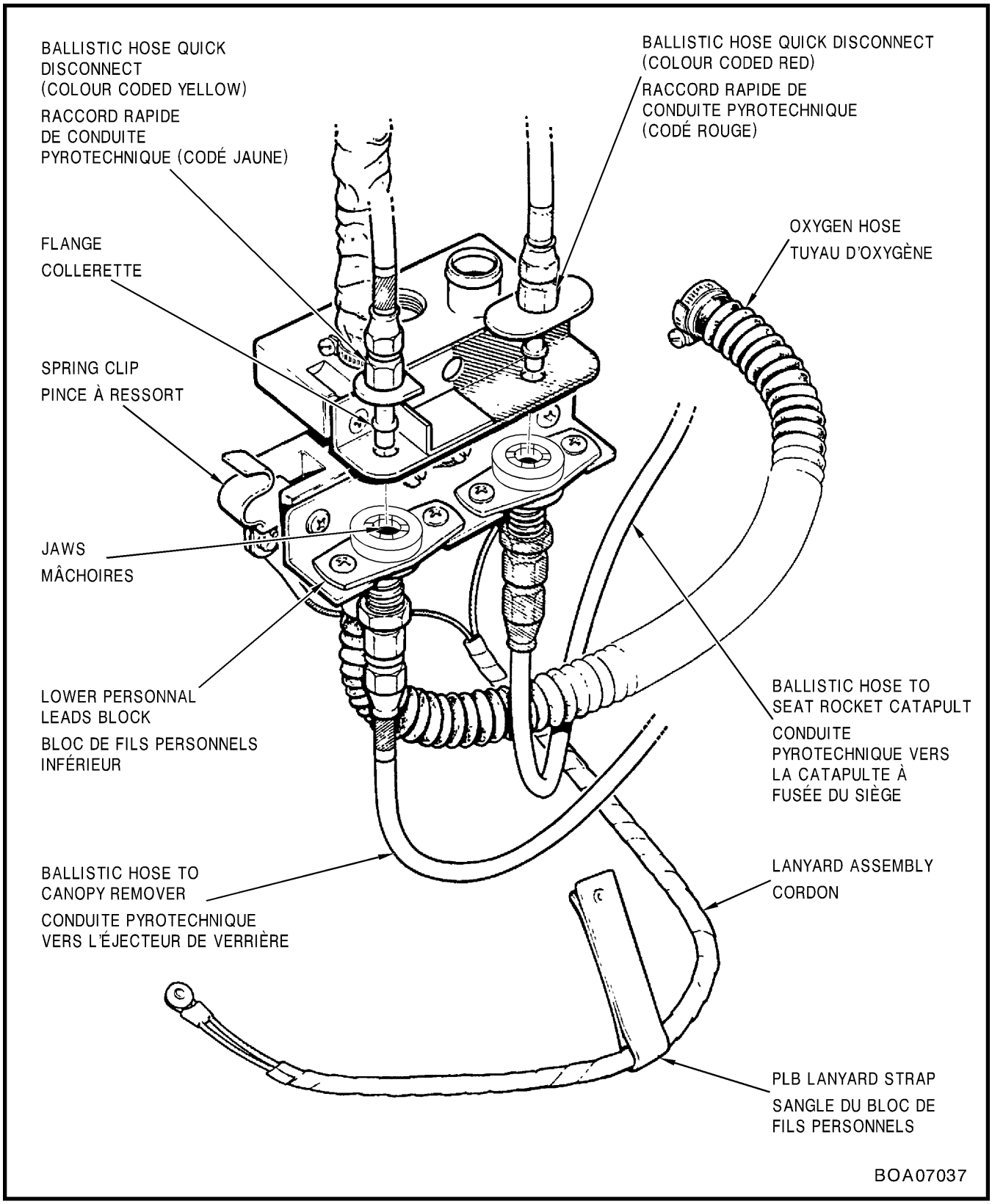


Figure 7-3-10 Disconnecting the Personal Leads Block
Figure 7-3-10 Débranchement du bloc de fils personnels

CAUTION

Do not step on the seat during or after seat rocket attachment pin extraction.

p. Remove the cotter pins (two each) from the seat rocket attachment pin and discard.

q. Slide the pin through the seat access hole. If required, drive the pin out with a nonferrous metal drift. If the seat rocket attachment pin cannot be removed due to actuator failure in a position where the rocket attachment pin is not aligned with the holes in the seat rails, proceed as follows:

(1) Insert a locally manufactured bag to catch any foreign objects.

(2) Remove split pin and washer from rocket attachment.

(3) Drive pin through rocket attachment fitting until it meets seat rail.

(4) Position vacuum cleaner so that it will withdraw metal filings while cutting pin.

(5) Cut pin with hacksaw.

(6) Drive out remaining portion of pin.

(7) Proceed with seat removal and ensure that the area is thoroughly vacuumed on completion of seat removal.

ATTENTION

Ne pas se tenir sur le siège pendant ou après le retrait de la goupille de fixation de fusée de siège.

p. Enlever les goupilles fendues (deux de chacune) de la goupille de fixation de fusée de siège et s'en défaire.

q. Glisser la goupille par le trou d'accès au siège. Au besoin, extraire la goupille au moyen d'un chassoir en métal non ferreux. Si la goupille de fixation de fusée de siège ne peut pas être retirée parce qu'il y a eu défaillance de l'actionneur dans une position à la goupille de fixation de fusée n'est pas alignée sur les trous dans les rails de siège, procéder comme suit :

(1) Insésrer un sac fabriqué sur place pour recueillir les éventuels corps étrangers.

(2) Retirer la goupille fendue et la rondelle de la fixation de fusée.

(3) Insérer la goupille dans la ferrure de fixation de fusée jusqu'à ce qu'elle touche le rail de siège.

(4) Placer l'aspirateur de manière à ce qu'il aspire la limaille lorsqu'on coupe la goupille.

(5) Couper la goupille avec une scie à métal.

(6) Chasser la partie restante de la goupille.

(7) Procéder à la dépose du siège et s'assurer de passer l'aspirateur rigoureusement dans la zone touchée une fois qu'on a terminé la dépose du siège.

WARNING

The striker-operating lever shall be lockwired in the fully aft position to prevent the activation of the M32A1 initiator during seat removal.

r. Hold the striker-operating lever fully aft and lockwire (use 0.81 mm [0.32 in.] nickel-copper lockwire or thicker). Stow the seat rocket attachment pin on loose end of lockwire.

s. Prior to lifting seat, visually ensure that the lap belt is fastened, the striker-operating lever is clear of the M32A1 striker link, and that all obstructions are removed from around the seat.

WARNING

Failure to use proper communication and lifting techniques during the removal of the ejection seat, may result in injuries to personnel.

t. Using proper lifting techniques, slide the seat up the seat rails and remove from the cockpit. If resistance is encountered, lower the seat and locate and remove the cause of resistance.

u. Place seat on a flat surface and rotate the two bottom seat slide blocks to the vertical position to provide seat stability.

WARNING

Warning signs shall be placed on all live seats regardless of location. At no time shall seats be left unattended when not in an approved location.

v. Place dust covers on lower PLB.

AVERTISSEMENT

Immobiliser le levier de manoeuvre de percuteur en position maximale arrière avec du fil à freiner pour empêcher l'actionnement du déclencheur M32A1 durant la dépose du siège.

r. Maintenir le levier de manoeuvre de percuteur en position maximale arrière et le freiner au fil (avec du fil à freiner en nickel-cuivre d'un diamètre de 0.81 mm [0.32 pouce] ou plus). Ranger la goupille de fixation de fusée de siège sur l'extrémité libre du fil à freiner.

s. Avant de lever le siège, s'assurer visuellement que la sangle sous-abdominale est attachée, que le levier de manoeuvre de percuteur est dégagé de la tringle de percuteur du M32A1 et que tous les obstacles ont été éliminés autour du siège.

AVERTISSEMENT

Si l'on n'utilise pas les techniques de communication et de levage appropriées durant la dépose du siège éjectable, il peut en résulter des blessures pour le personnel.

t. En utilisant les techniques de levage appropriées, faire monter le siège sur les rails de siège et le déposer du poste de pilotage. Si l'on observe une résistance, descendre le siège, repérer la cause de cette résistance et l'éliminer.

u. Placer le siège sur une surface plate et tourner les deux coulisseaux de siège du bas en position verticale pour assurer la stabilité du siège.

AVERTISSEMENT

Placer des panneaux d'avertissement sur tous les sièges actifs, peu importe leur emplacement. Ne jamais laisser sans surveillance un siège qui ne se trouve pas dans un endroit approuvé.

v. Placer des couvercles protecteurs sur le PLB inférieur.

w. Depress the spring-loaded lever of the microswitch and install a positive locking retaining pin in the access hole (see Figure 7-3-9).

x. If removal of the second seat is required, carry out the procedure detailed in paragraphs d and j to w.

INSTALLATION OF EJECTION SEAT

25. Install the ejection seat as follows:

WARNING

A minimum of two aviation (AVN) technicians, including at least one qualified and authorized, are required for seat and canopy remover removal/installation.

WARNING

All initiators are classified as explosives (refer to C-09-153-001/TS-000). Therefore, all technicians shall be completely familiar with general armament safety precautions. Store all loose initiators in approved containers and lock in an approved locker. Prior to maintenance functions, ensure seat is disarmed and safe for maintenance.

WARNING

Prior to removal or installation of the ejection seat, ensure that the four ground maintenance safety pins are installed.

WARNING

Observe all safety precautions. Prepare aircraft for ground maintenance in accordance with C-12-114-000/MF-001 and C-12-114-0F0/MF-001. Failure to comply could result in injury to personnel and/or damage to aircraft or equipment.

a. Ensure that the canopy is fully opened.

w. Enfoncer le levier à ressort du microcontact et poser une goupille de retenue à verrouillage par enclenchement dans le trou d'accès (voir figure 7-3-9).

x. S'il faut déposer le deuxième siège, effectuer la procèdure décrite aux paragraphes d et j à w.

POSE DU SIÈGE ÉJECTABLE

25. Poser le siège éjectable comme suit :

AVERTISSEMENT

Un minimum de deux techniciens en aéronautique (TECH AERO), dont au moins un technicien qualifié et autorisé, est nécessaire à la dépose et à la pose du siège et de l'éjecteur de verrière.

AVERTISSEMENT

Tous les déclencheurs sont classés comme des explosifs (voir C-09-153-001/TS-000). Par conséquent, tous les techniciens doivent connaître à fond les mesures de sécurité générales relatives à l'armement. Entreposer tous les déclencheurs non posés dans des contenants approuvés et les conserver dans un compartiment verrouillé approuvé. Avant d'effectuer des tâches de maintenance, s'assurer que le siège est désarmé et qu'on peut en faire la maintenance en toute sécurité.

AVERTISSEMENT

Avant de déposer ou de poser le siège éjectable, s'assurer que les quatre goupilles de sécurité de maintenance au sol sont en place.

AVERTISSEMENT

Se conformer à toutes les mesures de sécurité pertinentes. Préparer l'avion en vue de la maintenance au sol, conformément à C-12-114-000/MF-001 et C-12-114-0F0/MF-001. Le non respect des mesures pertinentes peut être la cause de blessures pour le personnel ou de dommages à l'avion ou à l'équipement.

a. S'assurer que la verrière est complètement ouverte.

b. Pull the EMERG IFF, SEAT ADJUST LH, SEAT ADJUST RH, ENGINE START AND CONTROL, IGNITION, BOOST PUMP, IFF, UHF MAIN and IFF TEST SET circuit breakers. Also, on AUP aircraft, pull the S/P CONTROL circuit breaker.

c. Ensure that aircraft electrical power is off.

d. Remove retaining pin from UHF/IFF microswitch.

e. Ensure that the rocket attachment pinhole and seat rail access holes are still properly aligned.

f. If required, disconnect the canopy as follows:

NOTE

Cap all ballistic hoses, tubes, actuators, initiators, gas generators, ballistic inertia reels and catapults during removals.

(1) Disconnect the canopy pressure seal quick disconnect.

(2) Disconnect the canopy light quick disconnect.

(3) Remove the canopy attachment bolt, nut and washer from the canopy centre structure.

(4) Carefully extend the telescopic strut to its full extension, ensuring that the bushing in the canopy remover yoke assembly does not dislodge in the process.

(5) Fully extend the telescopic strut to place the canopy in a vertical position.

NOTE

While raising the canopy, ensure that the spring-loaded pin engages in the inner tube of the strut (a red line is painted on the sliding part of the strut to indicate the alignment of the locking pin hole position when the strut is extended). Push lock ring against the locking pin.

b. Tirer les disjoncteurs EMERG IFF, SEAT ADJUST LH, SEAT ADJUST RH, ENGINE START AND CONTROL, IGNITION, BOOST PUMP, IFF, UHF MAIN et IFF TEST SET. Sur les avions visés par le programme de modernisation de l'avionique (AUP), tirer également le disjoncteur S/P CONTROL.

c. S'assurer que l'alimentation électrique de l'avion est coupée.

d. Retirer la goupille de retenue du microcontact UHF/IFF.

e. S'assurer que le trou de goupille de fixation de fusée et les trous d'accès au rail du siège sont toujours alignés correctement.

f. Au besoin, débrancher la verrière comme suit :

NOTA

Durant les procédures de dépose, obturer l'ensemble des conduites pyrotechniques, tubes, actionneurs, déclencheurs, générateurs de gaz, enrouleurs à inertie et catapultes.

(1) Détacher le raccord rapide du boudin d'étanchéité de verrière.

(2) Détacher le raccord rapide de la liseuse de cartes de verrière.

(3) Enlever le boulon de fixation de verrière, l'écrou et la rondelle de la structure centrale de la verrière.

(4) Sortir soigneusement la contrefiche télescopique jusqu'au maximum de sa course, en s'assurant que la bague dans la chape d'éjecteur de verrière ne se déloge pas durant la manoeuvre.

(5) Sortir complètement la contrefiche télescopique pour mettre la verrière en position verticale.

NOTA

Pendant la levée de la verrière, s'assurer que la goupille de verrouillage à ressort s'engage dans le tube intérieur de la contrefiche (une ligne rouge est peinte sur la partie coulissante de la contrefiche et indique l'alignement du trou de goupille de verrouillage lorsque la contrefiche est sortie). Pousser l'anneau de verrouillage contre la goupille de verrouillage.

g. Inspect seat and ballistic components for security and proper installation.

h. Ensure ground safety and maintenance pins with streamers are installed and secure in the following locations:

(1) One maintenance safety pin in the top of the M1A3 canopy remover.

(2) Install a positive locking retaining pin (ground safety pin) in the M3A2 canopy emergency jettison initiator on the LH side of the rear bulkhead.

(3) One ground safety pin in the RH leg guard handle of **each seat**.

(4) One maintenance pin in the M32A1 initiator of **each seat** (accessible through hole in back of seat).

i. Ensure that eight seat slide blocks are free to rotate.

j. Install the locally manufactured seat pan.

k. Perform FOD check of cockpit area (refer to C-05-005-P10/AM-001).

l. Ensure that telescoping rod is stowed so as to not interfere with seat installation (ARAD equipped seats only).

m. Ensure that the PLB lanyard strap is fastened and that the PLB is positioned away from the seat rails and dust covers are removed.

n. Ensure that the oxygen hose is routed between the lower personal leads block ballistic lines (see Figure 7-3-10).

o. Ensure that the striker-operating lever is lockwired.

p. Install sill guard on the appropriate cockpit sill.

g. Inspecter le siège et les éléments pyrotechniques pour s'assurer qu'ils sont fixés en toute sécurité et correctement posés.

h. S'assurer que les goupilles de sécurité au sol et les goupilles de maintenance accompagnées de banderoles sont mises en place en toute sécurité aux endroits suivants :

(1) Une goupille de sécurité de maintenance au sommet de l'éjecteur de verrière M1A3.

(2) Une goupille de retenue à verrouillage par enclenchement (goupille de sécurité au sol) dans le déclencheur de largage de secours de verrière M3A2 sur le côté gauche de la cloison arrière.

(3) Une goupille de sécurité au sol dans la poignée de serre-jambe droit de **chaque siège**.

(4) Une goupille de maintenance dans le déclencheur M32A1 de **chaque siège** (accessible par le trou à l'arrière du siège).

i. S'assurer que les huit coulisseaux de siège peuvent tourner librement.

j. Poser le plateau d'assise de siège fabriqué sur place.

k. Effectuer une vérification de la zone du poste de pilotage pour s'assurer qu'on n'y retrouve pas de dommages causés par des corps étrangers (voir C-05-005-P10/AM-001).

l. S'assurer que la tige télescopique est rangée de façon à ce qu'elle ne nuise pas à la pose du siège (sièges équipés du circuit ARAD seulement).

m. S'assurer que la sangle du cordon du PLB est attachée, que le PLB est placé à l'écart des rails de siège et que les couvercles protecteurs sont enlevés.

n. S'assurer que la conduite d'oxygène passe entre les conduites pyrotechniques du PLB inférieur (voir figure 7-3-10).

o. S'assurer que levier de manoeuvre de percuteur est freiné au fil.

p. Placer le protecteur de base d'appui sur la base d'appui appropriée du poste de pilotage.

WARNING

Failure to use proper communication and lifting techniques during the removal of the ejection seat, may result in injuries to personnel.

CAUTION

Take care that the microswitch on LH side of the rails is not damaged as the seat UHF/IFF microswitch operating bracket comes in contact with it. Check the switch by pressing the actuating arm; a ''click'' should be heard.

q. Using proper lifting techniques, position the seat and seat pan on the mounting rails (second technician to assist in lifting and aligning the seat slide blocks while standing on aircraft wing).

r. Slowly lower the seat into position and check for freedom of movement while ensuring the seat is free and clear of any portion of the surrounding structure or equipment.

CAUTION

Do not stand on the seat until seat rocket attachment pin is installed.

s. Visually inspect to ensure that the UHF/IFF microswitch roller is in contact with the UHF/IFF microswitch operating bracket and that the seat UHF/IFF microswitch was not damaged during seat installation.

NOTE

If the switch arm is not centered on the seat bracket, it requires adjustment (refer to Paragraph 25, Step t).

t. Adjust LH seat UHF/IFF microswitch as follows:

(1) Fully bottom switch actuating arm.

AVERTISSEMENT

Si l'on n'utilise pas les techniques de communication et de levage appropriées durant la dépose du siège éjectable, il peut en résulter des blessures pour le personnel.

ATTENTION

S'assurer que le microcontact sur le côté gauche des rails n'est pas endommagé lorsque la ferrure de manoeuvre du microcontact UHF/IFF du siège entre en contact avec celui-ci. Vérifier le microcontact en appuyant sur le bras de manoeuvre; on devrait entendre un «clic».

q. En utilisant les techniques de levage appropriées, placer le siège et le plateau d'assise de siège sur les rails de fixation (un deuxième technicien doit aider au levage et à l'alignement des coulisseaux de siège en se tenant sur l'aile de l'avion).

r. Descendre lentement le siège en place et vérifier qu'il peut se déplacer librement en s'assurant qu'il est à l'écart de toute partie de la structure ou de l'équipement avoisinant.

ATTENTION

Ne pas se tenir sur le siège tant que la goupille de fixation de fusée de siège n'est pas en place.

s. Effectuer une inspection visuelle pour s'assurer que le galet du microcontact UHF/IFF est en contact avec la ferrure de manoeuvre du microcontact UHF/IFF et que le microcontact UHF/IFF du siège n'a pas été endommagé durant la pose du siège.

NOTA

Si le bras du microcontact n'est pas centré sur la ferrure du siège, il faut le régler (voir le paragraphe 25, étape t).

t. Régler le microcontact UHF/IFF du siège gauche comme suit :

(1) Enfoncer complètement le bras de manoeuvre du microcontact.

(2) Move switch carrier inboard or outboard (via slotted switch mounting hole) as required, until a distance of 48.35 mm (1.91 in.) is obtained between the centre of the seat rail and the roller.

u. Remove the lockwire from the striker-operating lever and allow the striker-operating lever to move forward to its original position.

v. Reinstall the seat rocket attachment pin and install new cotter pins.

NOTE

If necessary, the alignment tool may be used to align the holes in the rocket attachment fitting and rocket catapult.

w. Connect telescoping rod to ARAD lanyard by installing clevis pin and lockwire to side of ARAD arm fixture (ARAD equipped seats only).

x. Connect the intercom cable at the rear bulkhead.

WARNING

Failure to properly connect the ballistic hoses to the PLB will result in failure of the ejection system.

y. Connect the lower PLB, using the spring clips (see Figure 7-3-10). Insert the red and yellow colour coded ballistic line quick disconnects into the lower PLB as follows:

(1) Grasp either ballistic line below the lower personal leads block and push up until the quick disconnect jaws are opened and protruding from their housing.

(2) While keeping the ballistic line pushed up (the quick disconnect is spring-loaded), insert the corresponding upper quick disconnect ballistic line (male) in the jaws and

(2) Déplacer le porte-contact vers l'intérieur ou l'extérieur (par le trou de fixation fendu du contact) selon les besoins, jusqu'à ce qu'il y ait une distance de 48.35 mm (1.91 po) entre le centre du rail de siège et le galet.

u. Enlever le fil à freiner du levier de manoeuvre de percuteur et laisser le levier de manoeuvre de percuteur se déplacer vers l'avant jusqu'à sa position initiale.

v. Remettre en place la goupille de fixation de fusée de siège et poser des goupilles fendues neuves.

NOTA

Si nécessaire, on peut utiliser l'outil d'alignement pour aligner les trous de la ferrure de fixation de fusée et de la catapulte de fusée.

w. Raccorder la tige télescopique au cordon de l'ARAD en posant l'axe à épaulement et le fil à freiner sur le côté du dispositif à bras ARAD (sièges équipés du circuit ARAD seulement).

x. Brancher le câble d'interphone à la cloison arrière.

AVERTISSEMENT

Un raccordement incorrect des conduites pyrotechniques au PLB entraînera la défaillance du circuit d'éjection.

y. Brancher le PLB inférieur, au moyen des pinces à ressort (voir figure 7-3-10). Insérer les raccords rapides de conduite pyrotechnique de couleurs rouge et jaune dans le PLB inférieur comme suit :

(1) Saisir l'une des conduites pyrotechniques sous le PLB inférieur et pousser vers le haut jusqu'à ce que les mâchoires du raccord rapide soient ouvertes et sortent de leur logement.

(2) Pendant qu'on tient le conduite pyrotechnique poussée vers le haut (le raccord rapide est à ressort), insérer la conduite pyrotechnique à raccord rapide supérieur

ensure that the flange on the male portion is not visible above the jaws.

(3) While pushing down on the upper ballistic line, pull the corresponding lower ballistic line downwards until the jaws have completely retracted in their housing. The upper ballistic line quick disconnect flange should not be visible.

(4) Repeat procedure for the remaining ballistic line.

NOTE

An open-end wrench or common screwdriver may be used to push the lower ballistic line upwards.

(5) To ensure that the quick disconnect fittings are properly coupled, pull down on the lower ballistic line and try to disengage the upper line by pulling it up. The connection should hold. If it does not, repeat Steps (1) through (5).

z. If a second seat is to be installed, repeat procedures in Paragraph 25, Steps d to v.

aa. Lower the canopy under control by retracting the telescopic strut.

ab. Attach the canopy remover to the canopy using the canopy remover attachment bolt (see Part 7, Section 1).

ac. Remove the telescopic strut.

ad. Reposition the canopy map light and ensure that the cable is connected. Also ensure that the canopy pressure seal quick disconnect line is connected.

ae. Reset all circuit breakers.

af. Undo lap belts, install seat packs and carry out functional check on seat (refer to Paragraph 28).

ag. Remove the following:

correspondant (mâle) dans les mâchoires et s'assurer que la collerette sur la partie mâle n'est pas visible au-dessus des mâchoires.

(3) Pendant qu'on pousse vers le bas sur la conduite pyrotechnique supérieure, tirer la conduite pyrotechnique inférieure correspondante vers le bas jusqu'à ce que les mâchoires soient complètement rentrées dans leur logement. La collerette du raccord rapide de la conduite pyrotechnique supérieure ne devrait pas être visible.

(4) Répéter la procédure pour l'autre conduite pyrotechnique.

NOTA

On peut utiliser une clé à fourche ou un tournevis ordinaire pour pousser la conduite pyrotechnique inférieure vers le haut.

(5) Pour s'assurer que les raccords rapides sont accouplés correctement, tirer la conduite pyrotechnique inférieure vers le bas et essayer de dégager la conduite supérieure en la tirant vers le haut. Le raccordement devrait tenir. Si ce n'est pas le cas, répéter les étapes (1) à (5).

z. S'il faut poser un deuxième siège, répéter les procédures décrites au paragraphe 25, étapes d à v.

aa. Descendre la verrière de faxon contrôlée, en rentrant la contrefiche télescopique.

ab. Raccorder l'éjecteur de verrière à la verrière au moyen du boulon de fixation d'éjecteur de verrière (voir partie 7, section 1).

ac. Déposer la contrefiche télescopique.

ad. Remettre en place la liseuse de cartes de verrière et s'assurer que le câble est branché. S'assurer aussi que la conduite à raccord rapide du boudin d'étanchéité de verrière est raccordée.

ae. Enclencher tous les disjoncteurs.

af. Défaire les sangles sous-abdominales, poser les ensembles de siège et effectuer une vérification de fonctionnement du siège (voir paragraphe 28).

ag. Enlever les éléments suivants :

(1) Cockpit sill guard.

(2) The positive locking retaining pin (ground safety pin) from the emergency canopy remover initiator.

(3) The M32A1 initiator maintenance safety pins with streamers on BOTH seats.

(4) The M1A3 canopy remover maintenance safety pin.

ah. Visually ensure that the grey lower striker-operating lever is positioned over the white M32A1 striker link (grey over white).

LUBRICATION OF EJECTION SEATS AND FIXED RAILS

26. Ejection seat slide blocks and fixed rails shall have a dry film lubricant applied in accordance with C-22-166-000/MS-000 and C-12-010-040/TR-018.

ADJUSTMENT OF EJECTION SEATS BEFORE INSTALLATION

27. For specific information on the adjustment of ejection seat controls carried out in the shop, see C-22-166-000/MS-000 .

EJECTION SEAT FUNCTIONAL TEST

28. Proceed as follows:

CAUTION

Ensure that all six ground safety and maintenance pins are installed as indicated in Paragraph 25, Step h before carrying out these checks.

NOTE

This check requires that clearance be checked for all possible combinations of seat positions, ejection arm-rest travels and hydraulic hand pump travel.

(1) Le protecteur de base d'appui du post de pilotage.

(2) La goupille de retenue à verrouillage par enclenchement (goupille de sécurité au sol) sur le déclencheur de largage de secours de verrière.

(3) Les goupilles de séurité de maintenance , accompagnées de banderoles, du déclencheur M32A1 sur les DEUX sièges.

(4) La goupille de sécurité de maintenance de l'éjecteur de verrière M1A3.

ah. S'assurer visuellement que le levier de manoeuvre de percuteur inférieur gris est placé par-dessus la tringle blanche de percuteur du M32A1 (gris par-dessus blanc).

LUBRIFICATION DES SIÈGES ÉJECTABLES ET DES RAILS FIXES

26. Les coulisseaux des sièges éjectables et les rails fixes doivent être recouverts d'une pellicule de lubrifiant à film sec, conformément à C-22-166-000/MS-000 et à C-12-010-040/TR-018.

RÉGLAGE DES SIÈGES ÉJECTABLES AVANT LA POSE

27. Pour des renseignements précis sur le réglage en atelier des commandes de siège éjectable, voir C-22-166-000/MS-000.

ESSAI DE FONCTIONNEMENT DES SIÈGES ÉJECTABLES

28. Procéder comme suit :

ATTENTION

Avant d'effectuer les vérifications suivantes, s'assurer que les six goupilles de sécurité au sol et les goupilles de maintenance sont toutes mises en place tel qu'indiqué au paragraphe 25, étape h.

NOTA

La vérification suivante exige que l'on vérifie le dégagement dans toutes les combinaisons possibles des positions des sièges, des courses des accoudoirs d'éjection et de la course de la pompe à main hydraulique.

a. Check the seat adjustment range by means of the SEAT ADJUST switch located on LH (RH) fascia panel. The seat shall have a minimum travel limit of 124.5 ±0.762 mm (4.90 ±0.030 in.).

b. With the seat in its lowest position, check that free play of the seat in the track assembly seat rails is within the following limits:

(1) Side play, measured at back of seat (see the following Note): 3.05 mm (0.12 in.) maximum.

(2) Tilt forward and aft, measured at arm-rest: 4.83 mm (0.19 in.) maximum.

(3) Rotation about vertical axis, measured (see the following Note) at front of seat: 7.87 mm (0.31 in.) maximum.

(4) Clearance between bottom edge of seat side blocks (two per seat) and rail floor: 1.52 mm (0.06 in.) maximum.

NOTE

If the side or rotational seat play exceeds the stated limits, install one locally obtained washer, Part No. AN960PD1216, on shaft, Part No. W804882, between the sliding block, Part No. W804884-3, and seat stiffener at top and bottom sliding block (four places).

c. Operate the seat throughout its full vertical travel range, checking for undue friction or binding of seat slide blocks in rails, and that all parts attached to the disconnect fittings are free and clear of any portion of seat, surrounding structure or equipment which could cause these parts to be damaged or tensioned. For ARAD equipped seats, ensure that the telescoping rod is free to extend and retract without binding. With the seat fully down, there should be no discernable tension exerted by the stop pin into the adjustment groove ends.

d. Check that a minimum of 6.35 mm (0.25 in.) clearance exists at both sides of the seat, between any part of the seat, surrounding structure and/or equipment and a minimum

a. Vérifier la plage de réglage du siège au moyen du commutateur SEAT ADJUST situé sur le tableau saillant gauche (droit). Le siège doit avoir une limite de course minimale de 124.5 ±0.762 mm (4.90 ±0.030 po).

b. Lorsque le siège est à sa position la plus basse, s'assurer que les dégagements du siège dans ses rails se situent dans les limites suivantes :

(1) Dégagement latéral, mesuré à l'arrière du siège (voir Nota ci-dessous) : 3.05 mm (0.120 po) maximum.

(2) Inclinaison longitudinale, mesurée à l'accoudoir : 4.83 mm (0.19 po) maximum.

(3) Rotation autour de l'axe vertical, mesurée à l'avant du siège (voir Nota ci-dessous) : 7.87 mm (0.31 po) maximum.

(4) Dégagement entre le bord inférieur des coulisseaux de siège (deux par siège) et le plancher de rail : 1.52 mm (0.06 po) maximum.

NOTA

Si le dégagement latéral ou la rotation du siège dépasse les limites énoncées, poser une rondelle, n° de pièce AN960PD1216, obtenue sur place sur l'arbre, n° de pièce W804882, entre le coulisseau, n° de pièce W804884-3, et le raidisseur de siège aux coulisseaux du haut et du bas (quatre endroits).

c. Déplacer le siège sur toute sa course verticale, en vérifiant qu'il n'y a pas de frottement excessif ou de coincement des coulisseaux de siège dans les rails et en s'assurant que toutes les pièces fixées aux raccords sont libres et dégagées de toute partie du siège ou de la structure ou de l'équipement avoisinant pouvant endommager ces pièces ou leur imposer des tensions. Dans le cas des sièges équipés du circuit ARAD, s'assurer que la tige télescopique peut rentrer et sortir librement sans se coincer. Lorsque le siège est complètement descendu, la goupille d'arrêt ne devrait exercer aucune tension perceptible dans les bouts de rainure de réglage.

d. S'assurer qu'il y a un dégagement minimal de 6.35 mm (0.25 po) de chaque côté du siège, entre toute partie du siège et la structure ou l'équipement avoisinant, ainsi qu'un

of 0.762 mm (0.03 in.) clearance between the seat-rocket catapult initiator and track assembly tee.

e. Raise both seats to their maximum UP vertical adjustment position and check that a minimum clearance of 19.05 mm (0.75 in.) exists between the canopy and the canopy breakers located at the top of each seat.

UHF/IFF MICROSWITCH FUNCTIONAL CHECK

29. For functional check of UHF and IFF microswitch, refer to C-12-114-0G0/MF-001, Part 2.

dégagement minimal de 0.762 mm (0.03 po) entre le déclencheur de la catapulte à fusée de siège et le té des rails.

e. Lever les deux sièges jusqu'à la position maximale de réglage vertical UP et s'assurer qu'il y a un dégagement minimal de 19.05 mm (0.75 po) entre la verrière et le perforateur de verrière situé au sommet de chaque siège.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU MICROCONTACT UHF/IFF

29. Pour la vérification de fonctionnement du microcontact UHF et IFF, voir C-12-114-0G0/MF-001, partie 2.

SECTION 4

MISCELLANEOUS EQUIPMENT

FURNISHINGS

1. The cockpit furnishings consist of the following items (see Figure 7-4-1):

a. Four adjustable rear view mirrors are attached to the forward frame of the canopy to provide rearward vision for the instructor and student.

b. A let-down chart holder is attached to the shroud above the instrument panel on the RH side of the cockpit. When the holder is rotated towards the seat occupant, it drops down to an inclined position.

c. A check list holder is attached under the shroud adjacent to the letdown chart holder. A plastic sheet with flight data is inserted in the check list holder and, when pulled towards the seat occupant, drops down to an inclined position.

d. Two map and data stowage cases are mounted, one on the RH and one on the LH side walls of the cockpit. These cases may be used for maps and flight handbooks.

LOOSE EQUIPMENT

2. The following loose equipment is provided (see Figure 7-4-1):

a. A survival kit is installed in each seat pack. For information on the survival kit, see C-22-115-000/MF-000.

b. A zippered pocket in the RH side of the cockpit lining is used as stowage for the three landing gear ground safety pins and the RH seat safety pin.

c. Stowage is provided for the stall warning probe cover on the LH side of the sloping bulkhead.

d. Two canopy breaker tools are installed on the centre of the canopy at the forward end.

SECTION 4

ÉQUIPEMENT DIVERS

ACCESSOIRES

1. Les accessoires du poste de pilotage comprennent les articles suivants (voir figure 7-4-1) :

a. Quatre rétroviseurs réglables sont fixés au cadre avant de la verrière afin que l'instructeur et l'élève aient une vue de l'arrière.

b. Un porte-carte de percée est fixé à l'auvent au-dessus du tableau instruments, sur le côté droit du poste de pilotage. Lorsque le porte-carte est tourné vers l'occupant du siège, il s'incline vers le bas.

c. Un support de listes de vérification est fixé sous l'auvent, à côté du porte-carte de percée. Une feuille de plastique comportant les données de vol est insérée dans le support de listes de vérification et, lorsqu'elle est tirée vers l'occupant du siège, elle s'incline vers le bas.

d. Deux boîtiers de rangement de cartes et données sont fixés aux parois du poste de pilotage, l'un sur la paroi de droite et l'autre sur la paroi de gauche. Ces boîtiers peuvent contenir des cartes et des manuels de vol.

ÉQUIPEMENT MOBILE

2. L'équipement mobile à bord est le suivant (voir figure 7-4-1) :

a. Une trousse de survie est placée dans chaque ensemble de siège. Pour plus de renseignements sur la trousse de survie, voir C-22-115-000/MF-000.

b. Dans le revêtement intérieur du poste de pilotage, du côté droit, on retrouve une pochette à glissière qui sert à ranger les trois goupilles de sécurité au sol du train d'atterrissage ainsi que la goupille de sécurité du siège droit.

c. Sur le côté gauche de la cloison inclinée, on a prévu un espace de rangement pour la housse de sonde d'avertisseur de décrochage.

d. Deux pics de verrière sont fixés sur la partie centrale de la verrière, à l'extrémité avant.

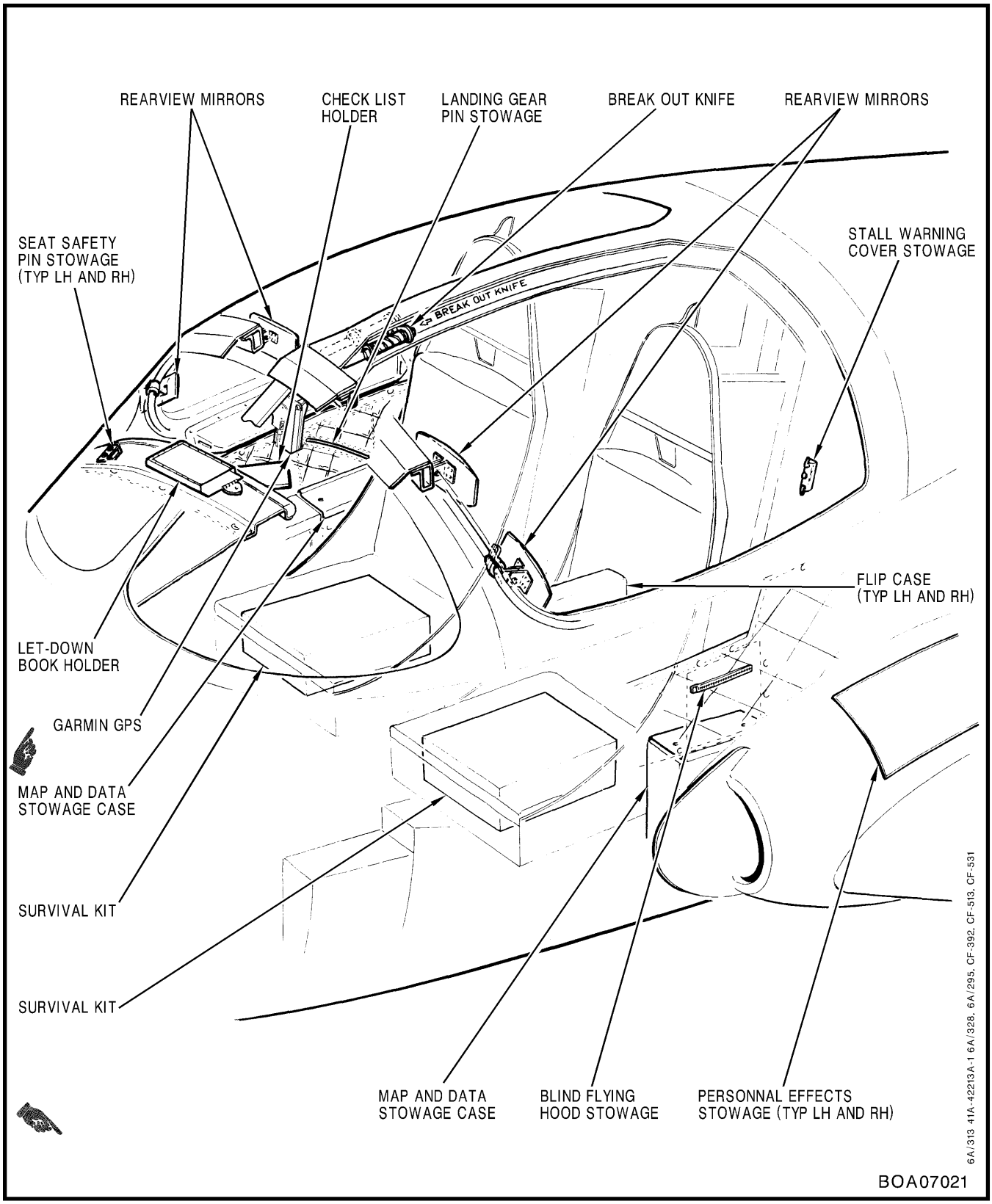


Figure 7-4-1 Furnishings and Loose Equipment

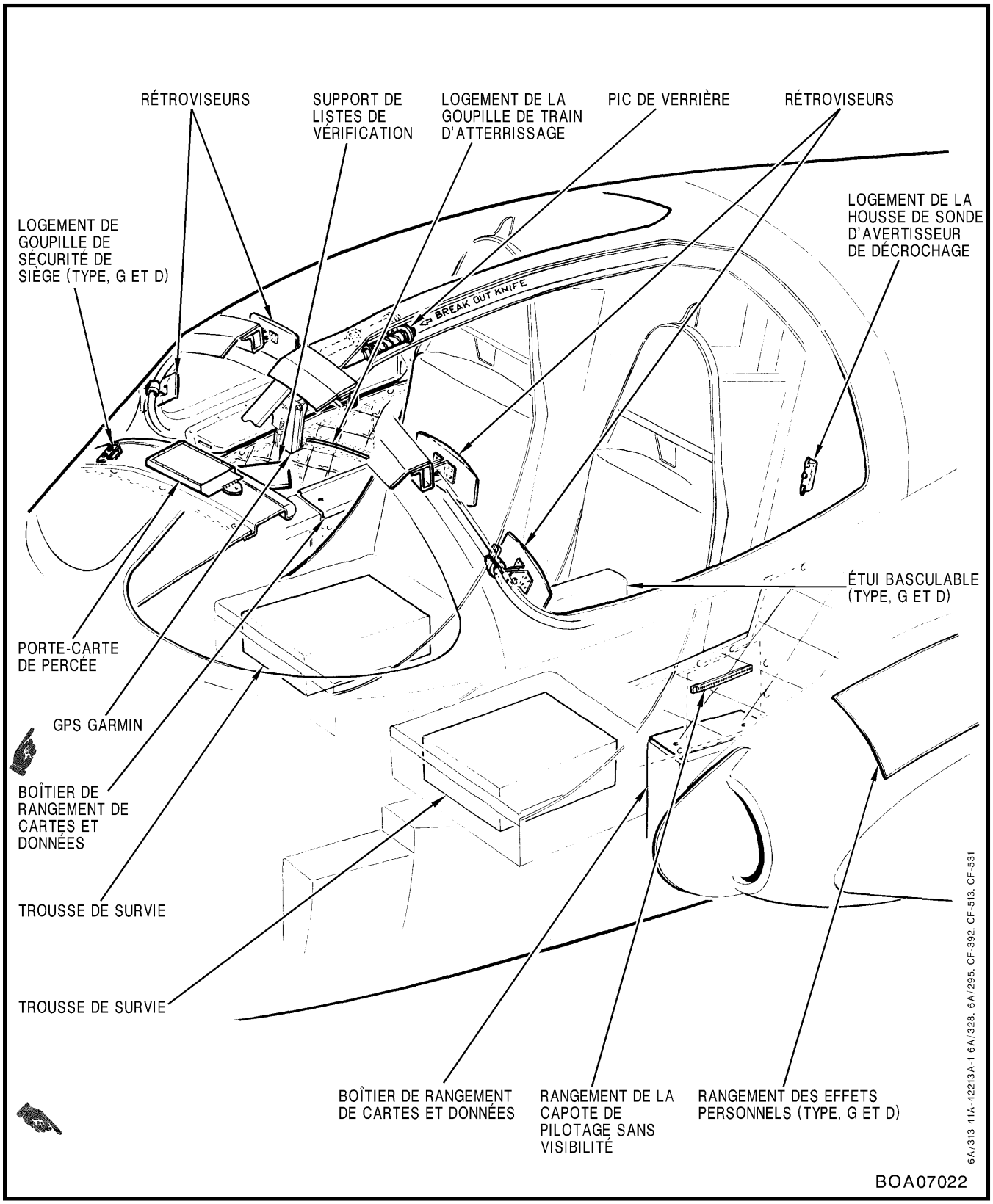


Figure 7-4-1 Accessoires et équipment mobile

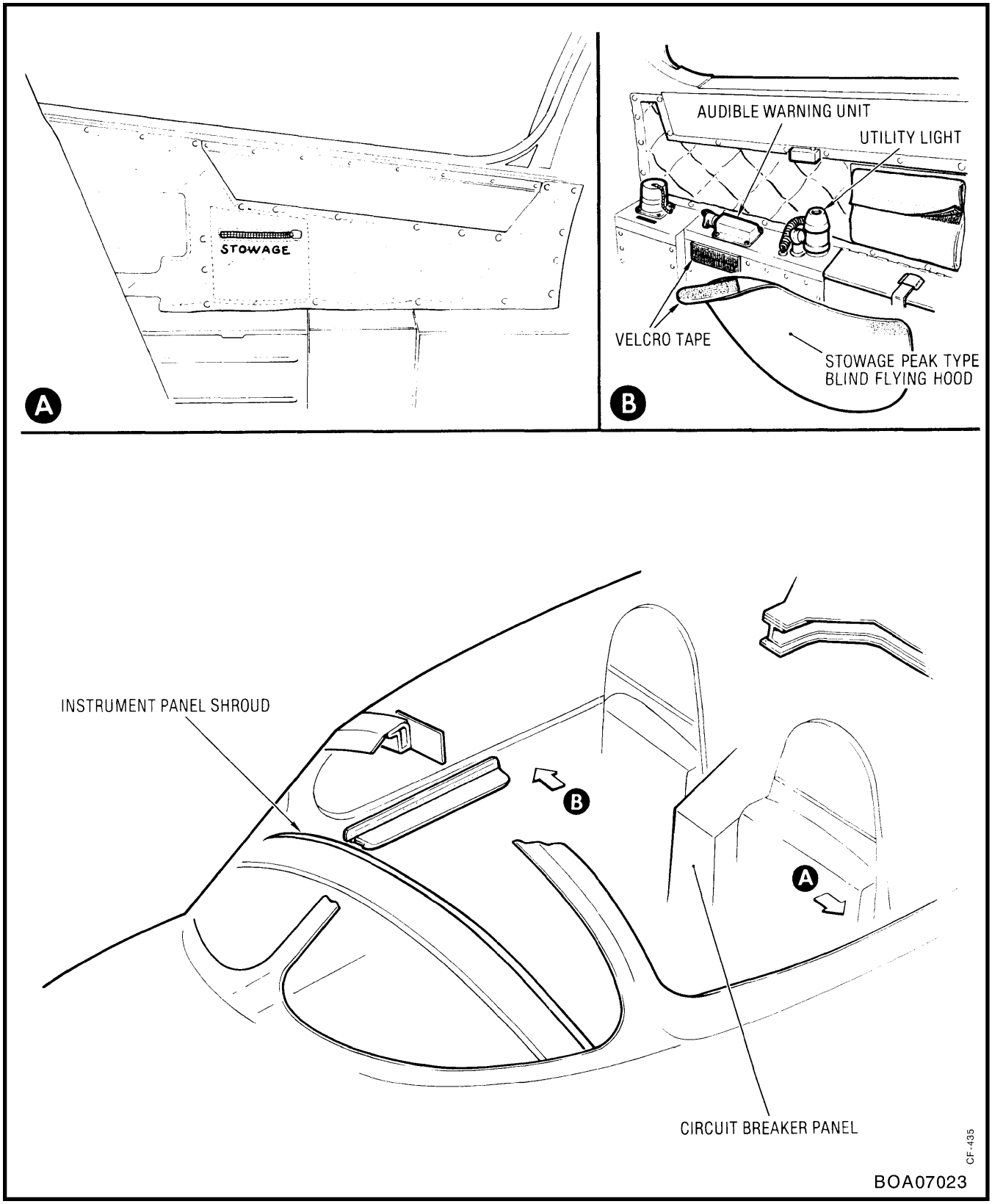


Figure 7-4-2 Blind Flying Hood Stowage

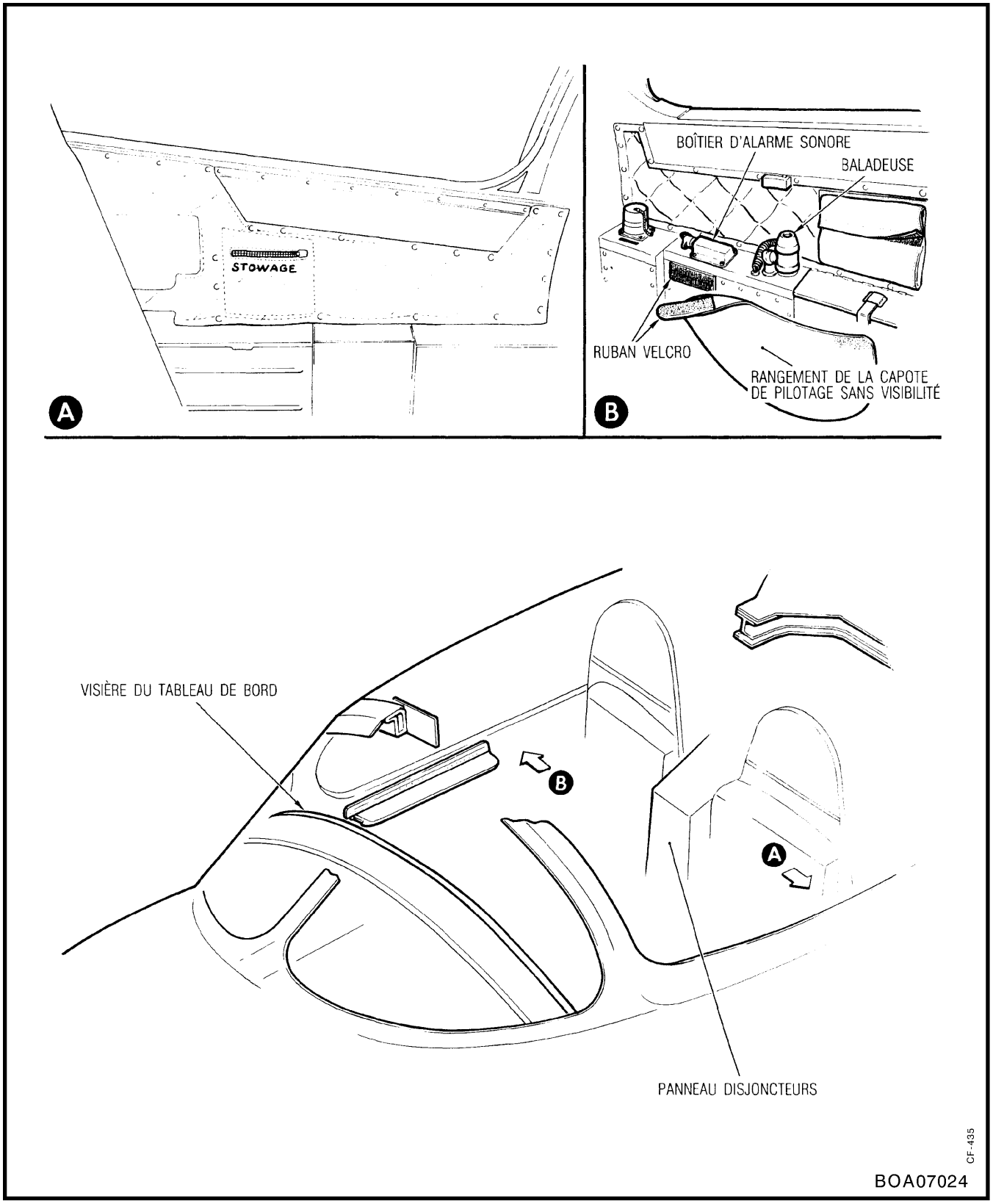


Figure 7-4-2 Rangement de la capote de pilotage sans visibilité

e. A peak type blind-flying hood is available for instrument flying and is stowed on the RH lower side panel. The LH seat safety pin and canopy pin may be stowed in a zippered pocket in the LH side of the lining, or in the pilot's flying suit pocket. For further details on the blind-flying hood, see Figure 7-4-2.

f. For Snowbird aircraft only, a Garmin Global Positioning System (GPS), model GPSMAP 195, is installed at the top of the windshield centre post (refer to C-12-114-000/CF-543).

e. Une capote de pilotage sans visibilité, utilisable pour le vol aux instruments, se range dans le tableau latéral inférieur droit. La goupille de sécurité du siège gauche et la goupille de verrière peuvent être rangées dans une pochette à glissière située dans le revêtement intérieur du côté gauche ou dans la poche de la combinaison de vol du pilote. Pour plus de renseignements sur la capote de pilotage sans visibilité, voir figure 7-4-2.

f. Sur les avions Snowbird seulement, un système de positionnement global (GPS) Garmin, modèle GPSMAP 195, est posé au haut du montant central du pare-brise (voir C-12-114-000/CF-543).

LIST OF ABBREVIATIONS

A	ampere
A/I	anti-icing
AC, ac	alternating current
ACT	actuation
ADJUST	adjustment
AGL	above ground level
AIL	aileron
ANN	annunciator
APPROX	approximately
ASSY	assembly
BATT	battery
BIR	ballistic inertia reel
BLKD, BHD	bulkhead
C	Celsius
CCW	counter-clockwise
CKT BKR, C/B	circuit-breaker
CL	centreline
COM	common
COMPT	compartment
CONT, CONTR	control
CW	clockwise
CYL	cylinder
DC, dc	direct current
DIA	diameter
DISC	disconnect
DN	down
EAS	equivalent air speed
ELEV	elevator
EMERG	emergency
EO	Engineering Order
ESS	essential
F	Fahrenheit
FS	fuselage station
FUS	fuselage
FWD, F/W	forward
G	gravity/gravitational
GND, GRD	ground
gal/min	gallons per minute
HORIZ	horizontal
HSS	horizontal stabilizer station
HYDR, HYD	hydraulic
i.e.	that is
ID	inside diameter
IFF	identification friend or foe
IND	indicator
INSTR, INST	instrument
Inc	incorporated in this publication
IR	infra-ray
ISOL	isolation
INV	inverter
kg	kilogram
kPa	kilopascal

(français à la page LA-F-1)

ksi	kips per square inch (1 kip = 1000 pounds)
L	left, litre
L/min	litres per minute
LD, LDG	landing
LE, L/E	leading edge
LG	landing gear
LH	left-hand
LT, LTS	light/lights
m	metre
mm	millimetre
mN•m	millinewton-metre
MAX	maximum
MDP	main distribution panel
MIN	minimum/minute
MLG	main landing gear
MPa	megapascal
MSL	mean sea level
N	newton
N•m	newton-metre
NC	normally closed
NLG	nose landing gear
NO	normally open
No, Nos	number(s)
NORM	normal
O/RIDE, O/R	override
O/LOAD	overload
OD	outside diameter
PD	pedestal
PNL	panel
POS	positive/position
PRESS	pressure
psi	pounds per square inch
PWR	power
QTY	quantity
R	right
REF	reference
RH	right-hand
rpm	revolutions per minute
S/O	shut-off
SEL, SELECT	selector/selection
SIF	selective identification feature
SOL	solenoid
STA	station
STBY	standby
STEER	steering
SW	switch
SYST	system
T/OFF, T/O	takeoff
TACAN	tactical air navigation
TB	terminal block, transport break
TYP	typical
U/C	undercarriage/unsatisfactory condition
UHF	ultra high frequency
US	United States
V	volt
VHF	very high frequency
VOR	very high frequency omnidirectional and range radio
VSS	vertical stabilizer station

WT	weight	**WH**	wheels
WARN	warning	**WS**	wing station
WG	wing		

LISTE DES ABRÉVIATIONS

AGL	au-dessus du sol
ADJUST	réglage
AIL	aileron
ANNONC	annonciateur
APPROX	approximativement
ARR	arrière
ATT	atterrissage
AV	avant
BIR	enrouleur à inertie
BOÎT	boîtier
C.A., c.a.	courant alternatif
C.C., c.c.	courant continu
C	Celsius
CLIGN	clignotant
CLOIS	cloison
cm	centimètre
COMM	commande
COMPART	compartiment
COMPENS	compensation
CONN	connecteur
CONT	contacteur/contrôle
D	droit/droite
DE	diamètre extérieur
DÉVERR	déverrouillage/déverouillé
DI	diamètre intérieur
DIA	diamètre
DISTR	distribution
DN	en bas
EAS	vitesse équivalente
ELEV	gouverne de profondeur
ENTR	entretien
EO	instruction technique
ESS	essentiel
F	Fahrenheit
FS	station fuselage
FUS	fuselage
G	gauche
GND	masse
GOUV	gouverne
HORIZ	horizontal
HYDR	hydraulique
Hz	Hertz
IFF	identification ami-ennemi
Inc	Incorporée à la présente publication
IND	indicateur
INDIC	indicateur
INTERR	interrupteur
INV	inverse/inversion/inverteur
ISOL	isolement
kg	kilogramme
klb/po^2	kilolivres par pouce carré

(English on page LA-E-1)

kPa	kilopascal
L/min	litres par minute
L.G.	train d'atterissage
L	litre/gauche
lb/po	livre/pouce
lb	livre
LDG	atterrissage
LH	côté gauche
m	mètre
MAX	maximum
MIN	minimum/minute
mm	millimètre
mN•m	millinewton-mètres
MPa	megapascal
MSL	niveau moyen de la mer
N	newton
N•m	newton-mètre
NORM	normal
OBSERV	observation
OUV	ouvert
PANN	panneau
pi	pied
POS	position/positive
POUSS	poussoir
PRINC	principal
PROF	profondeur
R	droit/droite
RÉACT	réacteur
RÉF	référence
REL	relais
REN	rentré
RH	côté droit
ROB	robinet
SAH	sens antihoraire
SAILL	saillant
SÉCUR	sécurité
SH	sens horaire
SIF	fonction d'identification sélective
SOR	sortie
SURPASS	surpassement
SYST	système
TABL	tableau
TACAN	navigation aérienne tactique
TRAV	traversée
UHF	ultra haute fréquence
V	volt
VERR	verrouillé/verrouillage/verrou
VHF	trés haute fréquence
VOR	radiophare omnidirectionnel VHF
WG	aile
WS	station aile