National Defence | Défense nationale

C-12-114-0D0/MF-001

DESCRIPTION AND MAINTENANCE INSTRUCTIONS

CT114 TUTOR

POWER PLANT AND RELATED SYSTEMS

(BILINGUAL)

DESCRIPTION ET INSTRUCTIONS DE MAINTENANCE

CT114 TUTOR

GROUPE TURBORÉACTEUR ET CIRCUITS CONNEXES

(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/Mod 1 2005-05-02**

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Insert latest changed pages; dispose of superseded pages in accordance with applicable orders.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 récentmodificatif 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	1	2005-05-02

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 288 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 288 pages réparties de la façon suivante :

Page No./Numéro de page	Change No./ Numéro de modificatif
Title/Titre	1
A	1
i to/à xi/xii	0
1-1 to/à 1-2	0
1-3	1
1-4 to/à 1-5/1-6	0
2-1 to/à 2-75	0
2-76	1
2-77 to/à 2-108	0
2-109 to/à 2-110	1
2-110A(Blank/blanche)/2-110B	1
2-111 to/à 2-137/2-138	0
3-1 to/à 3-17/3-18	0
4-1 to/à 4-2	0
5-1 to/à 5-23	0
5-24	1
5-25 to/à 5-52	0
6-1 to/à 6-30	0
6-31/6-32	1
7-1 to/à 7-6	0
8-1 to/à 8-13/8-14	0
LA-E-1 to/à LA-E-2	0
LA-F-1 to/à LA-F-2	0

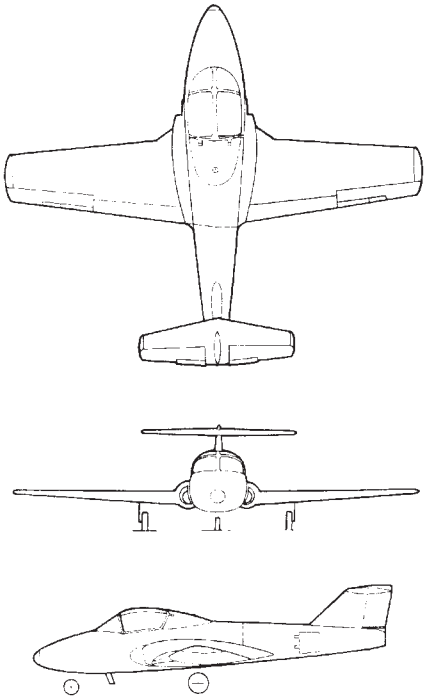
Contact Officer: DAEPM (FT) 5-2

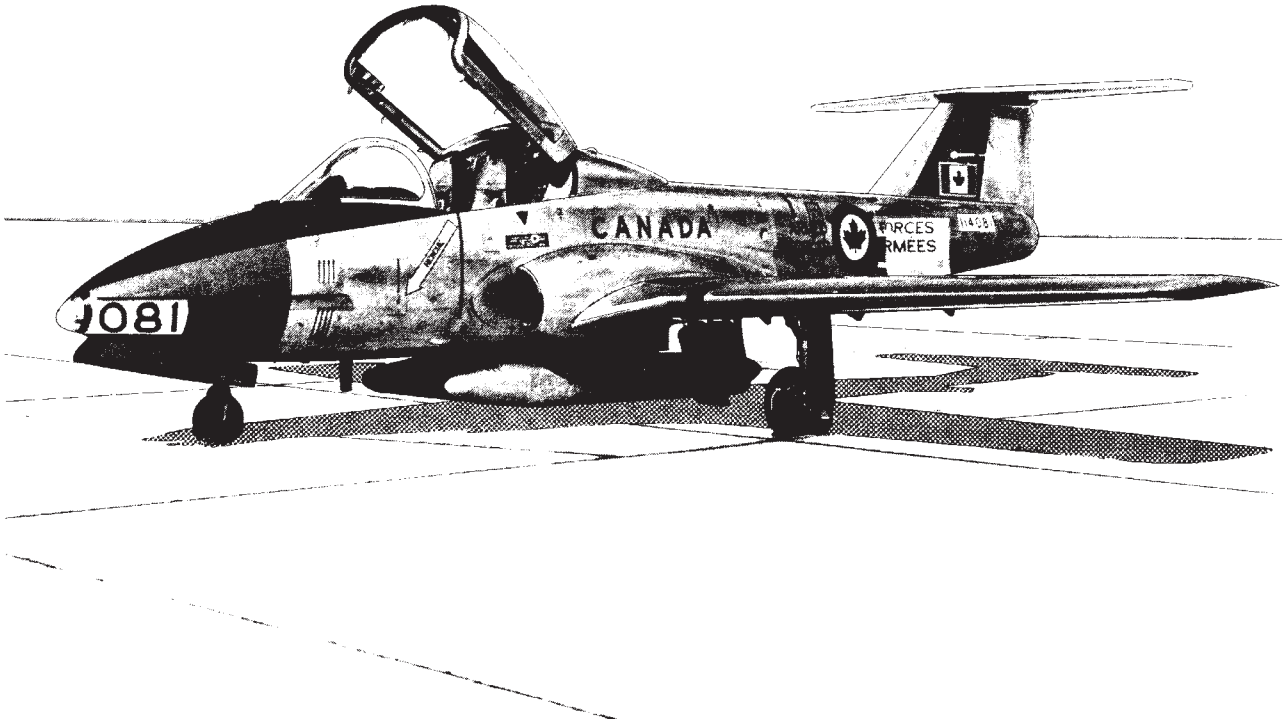
© 2002 DND/MDN Canada

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

© 2002 DND/MDN Canada

CT114 TUTOR





Frontispiece
Frontispice

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 – POWER PLANT 2-1

DESCRIPTION – GENERAL 2-1
General 2-1
Power Plant Location 2-1
Engine 2-1
Operation of Engine 2-6
Safety Precautions 2-6
Access Provision to Power Plant 2-7
Power Plant Vents and Drains 2-7

POWER PLANT MOUNTINGS 2-10
General 2-10
Engine Mounting Trunnions 2-10
Removal and Installation of Engine Mounting Trunnions 2-10
Main Engine Mounts 2-11
Removal and Installation of Main Engine Mounts 2-11
Removal and Installation of Forward Engine Mount Turnbuckle Assembly 2-17
Disassembly and Assembly of Main Mount Adjustable Strut 2-18

Forward Engine Mount 2-20
Jetpipe Mountings 2-20
POWER PLANT FIREWALLS 2-21

General 2-21
Engine Firewall 2-21
Removal and Installation of Engine Firewall 2-22

AIR INDUCTION SYSTEM 2-27
General 2-27
Air Intake Duct Fairings 2-27
Honeycomb Duct Assembly 2-27
Air Intake Fixed Duct 2-28
Engine Air Intake Adapter 2-28
Removal and Installation of Engine Air Intake Adapter 2-28
BLEED AIR SYSTEMS 2-33
General 2-33
Compressor Bleed Overboard Ducts 2-33

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 – GROUPE TURBORÉACTEUR 2-1

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS 2-1
Généralités 2-1
Emplacement du groupe turboréacteur 2-1
Réacteur 2-1
Fonctionnement du réacteur 2-6
Mesures de sécurité 2-6
Accès au groupe turboréacteur 2-7
Mise à l'air libre et drainage du groupe turboréacteur 2-7
ATTACHES RÉACTEUR 2-10
Généralités 2-10
Tourillons d'attache réacteur 2-10
Dépose et pose des tourillons d'attache réacteur 2-10
Attaches réacteur principales 2-11
Dépose et pose des attaches réacteur principales 2-11
Dépose et pose du tendeur d'attache réacteur avant 2-17
Démontage et montage de la jambe de force réglable d'attache réacteur principale 2-18
Attache réacteur avant 2-20
Fixation de la tuyère 2-20
CLOISONS PARE-FEU DU GROUPE TURBORÉACTEUR 2-21
Généralités 2-21
Cloison pare-feu réacteur 2-21
Dépose et pose de la cloison pare-feu réacteur 2-22
CIRCUIT D'ENTRÉE D'AIR 2-27
Généralités 2-27
Carénages de manche d'entrée d'air 2-27
Manche en nida 2-27
Manche d'entrée d'air fixe 2-28
Adaptateur d'entrée d'air réacteur 2-28
Dépose et pose de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur 2-28
CIRCUITS D'AIR DE PRÉLÈVEMENT 2-33
Généralités 2-33
Conduites de décharge de prélèvement compresseur 2-33

CONTENTS (Cont)

PAGE

Bleed Air for Power Plant Cooling 2-34

COOLING SYSTEM 2-34
General 2-34
Zone 1 Cooling 2-34
Zone 2 Cooling 2-35
INDICATING SYSTEMS 2-38
General 2-38
Electrical Installation 2-39
Exhaust Gas Temperature Thermocouple Harness 2-39
Tachometer Generator 2-39
Removal and Installation of Tachometer Generator 2-42
EXHAUST SYSTEM 2-42
General 2-42
Jetpipe Assembly 2-43
Exhaust System Insulating Blankets 2-50
Removal and Installation of Jetpipe Insulating Blankets 2-50
Removal and Installation of Jetpipe from Aft Fuselage 2-56
Installation of Jetpipe on Engine and Alignment Procedures 2-62
JETPIPE NOZZLE AREA 2-70
General 2-70
Jetcal Analyser 2-71
Jetcal Analyser Procedure During Nozzle Area Adjustment 2-76

Jetpipe Nozzle Area Adjustment 2-78

REMOVAL AND INSTALLATION OF ENGINE 2-79
General 2-79
Removal of Engine 2-80
Removal of Engine Build-up Kit 2-88
Power Plant Build-up 2-89
Installation of Engine 2-99
ALIGNMENT OF POWER PLANT 2-107

General 2-107
Alignment of Engine in Forward Fuselage 2-108

Alignment of Engine and Jetpipe in Aft Fuselage 2-113
MOTORING THE ENGINE 2-113
General 2-113
Motoring 2-114
ENGINE GROUND RUN 2-115
General 2-115
Preparation for Initial Engine Run 2-116

Initial Ground Run 2-118

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Air de prélèvement pour refroidissement du groupe turboréacteur 2-34
CIRCUIT DE REFROIDISSEMENT 2-34
Généralités 2-34
Refroidissement de la zone 1 2-34
Refroidissement de la zone 2 2-35
CIRCUITS D'INDICATION 2-38
Généralités 2-38
Circuit électrique 2-39
Faisceau de thermocouple de température des gaz d'éjection 2-39
Génératrice tachymétrique 2-39
Dépose et pose de la génératrice tachymétrique 2-42
CIRCUIT D'ÉJECTION 2-42
Généralités 2-42
Tuyère 2-43
Matelas isolants du circuit d'éjection 2-50
Dépose et pose des matelas isolants de la tuyère 2-50
Dépose et pose de la tuyère du fuselage arrière 2-56
Pose de la tuyère sur le réacteur et alignement 2-62
BUSE D'ÉJECTION DE LA TUYÈRE 2-70
Généralités 2-70
Analyseur Jetcal 2-71
Utilisation de l'analyseur Jetcal pendant le réglage de la section de la buse d'éjection 2-76
Réglage de la section de la buse d'éjection de la tuyère 2-78
DÉPOSE ET POSE DU RÉACTEUR 2-79

Généralités 2-79
Dépose du réacteur 2-80
Dépose de l'équipement réacteur 2-88
Équipement réacteur 2-89
Pose du réacteur 2-99
ALIGNEMENT DU GROUPE TURBORÉACTEUR 2-107
Généralités 2-107
Alignement du réacteur dans le fuselage avant 2-108
Alignement du réacteur et de la tuyère dans le fuselage arrière 2-113
LANCEMENT DU RÉACTEUR 2-113
Généralités 2-113
Lancement 2-114
POINT FIXE DU RÉACTEUR 2-115
Généralités 2-115
Préparation pour le point fixe initial du réacteur 2-116
Point fixe initial 2-118

CONTENTS (Cont)

PAGE

System Checks..... 2-121
Engine Anti-icing Check..... 2-133
Idle Engine Speed Check (Air Conditioning On)..... 2-133

Engine Speed Check..... 2-134
Throttle Box Marking for Landing Gear Warning..... 2-135
Engine Shutdown 2-135
Emergency Procedures 2-136
High Oil Pressure Checks 2-136

Post Engine Run Checks..... 2-137

PART 3 – ENGINE CONTROL SYSTEM 3-1

DESCRIPTION – GENERAL 3-1
General 3-1
Master Throttle Control Lever 3-1
Slave Throttle Lever..... 3-6
THROTTLE AND FLAP CONTROL BOX AND PANEL ASSEMBLY 3-6
General 3-6
Ignition Control 3-7
Landing Gear Warning Signal..... 3-7
Removal and Installation of the Throttle and Flap Control Box..... 3-8
Throttle Control Grip..... 3-9
Throttle Interconnect Tube 3-9
Friction Damper 3-9
Removal and Installation of Friction Damper Assembly..... 3-10
ENGINE POWER CONTROLS 3-11
General 3-11
Removal and Installation of Engine Teleflex Control 3-11
Rigging of Engine Controls..... 3-13
ADJUSTMENT OF LANDING GEAR WARNING MICROSWITCH..... 3-17

PART 4 – ENGINE FUEL SYSTEM 4-1

DESCRIPTION – GENERAL 4-1
General 4-1
Quick-disconnect Coupling 4-1
Fuel Density Adjustment 4-2

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Vérifications des circuits..... 2-121
Vérification de l'antigivrage réacteur 2-133
Vérification du régime de ralenti du réacteur (avec conditionnement d'air en marche)..... 2-133
Vérification du régime réacteur..... 2-134
Marquage du bloc manette pour alarme de train d'atterrissage..... 2-135
Arrêt du réacteur..... 2-135
Procédures d'urgence 2-136
Vérifications en cas de pression d'huile élevée..... 2-136
Vérifications après le point fixe réacteur 2-137

PARTIE 3 – CIRCUIT DE COMMANDE RÉACTEUR 3-1

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS 3-1
Généralités 3-1
Manette de poussée principale..... 3-1
Manette de poussée asservie..... 3-6
PANNEAU ET BOÎTIER DE COMMANDE POUSSÉE ET VOLETS..... 3-6
Généralités 3-6
Commande du circuit d'allumage..... 3-7
Signal d'alarme de train d'atterrissage 3-7
Dépose et pose du boîtier de commande poussée et volets..... 3-8
Poignée de manette de poussée..... 3-9
Tube de conjugaison manettes 3-9
Dispositif de réglage de friction manettes..... 3-9
Dépose et pose du dispositif de réglage de friction manettes..... 3-10
COMMANDES DE POUSSÉE RÉACTEUR..... 3-11
Généralités 3-11
Dépose et pose du câble de commande Teleflex du réacteur..... 3-11
Réglage des commandes du réacteur 3-13
RÉGLAGE DU MICROCONTACTEUR D'AVERTISSEUR DE TRAIN D'ATTERRISSAGE..... 3-17

PARTIE 4 – CIRCUIT CARBURANT RÉACTEUR 4-1

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS 4-1
Généralités 4-1
Raccord rapide..... 4-1
Réglage de la masse volumique carburant 4-2

CONTENTS (Cont)

PAGE

PART 5 – AIRCRAFT FUEL SYSTEM 5-1

DESCRIPTION – GENERAL 5-1
General 5-1
Fuel Cell Access Doors 5-6
Safety Precautions 5-6
VENT SYSTEM 5-6
General 5-6
Installation of Fuel Main Vent Lines..... 5-7

Removal of Fuel System Vent Check Valves..... 5-10

Functional Tests of Vent Check Valves (Collector Tank Vent Lines)..... 5-10

Installation of Fuel System Vent Check Valves 5-10
FUELLING AND DEFUELLING SYSTEM 5-11
General 5-11
Fuel System Component Locations 5-11

Fuel System Drain Valves 5-14
Fuel Booster Pump..... 5-14
Removal and Installation of Fuel Booster Pump 5-15
Installation of FUEL BOOST PUMP Circuit-Breaker 5-16
Fuel Collector Tank..... 5-16
Removal and Installation of Fuel Collector Tank 5-17
Fuel Strainer 5-20
Removal and Installation of Fuel Strainer 5-20
Removal and Installation of Strainer Element 5-21
Fuel Shut-off Valve 5-22
Removal and Installation of Fuel Shut-off Valve 5-22
Collector Tank Check Valves..... 5-23
Removal and Installation of Collector Tank Check Valve..... 5-23
Fuel Low-pressure Warning Switch 5-23

Removal and Installation of Fuel Low-pressure Warning Switch..... 5-26
Fuel Quantity Indicating System 5-27
Removal and Installation of Fuel Tank Capacitance Probes..... 5-27
Fuel Low-level Warning Switch..... 5-28

Removal and Installation of Fuel Low-level Warning Switch 5-30
Removal and Installation of Time-delay Relay..... 5-30
Fuel Tank..... 5-31

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

PARTIE 5 – CIRCUIT CARBURANT AVION 5-1

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS 5-1
Généralités 5-1
Trappes d'accès des réservoirs carburant..... 5-6
Mesures de sécurité 5-6
CIRCUIT DE MISE À L'AIR LIBRE..... 5-6
Généralités 5-6
Pose des conduites de mise à l'air libre carburant..... 5-7
Dépose des clapets antiretour de mise à l'air libre du circuit carburant 5-10
Essais de fonctionnement des clapets antiretour de mise à l'air libre (conduites de mise à l'air libre de la nourrice) 5-10
Pose des clapets antiretour de mise à l'air libre du circuit carburant 5-10
CIRCUIT D'AVITAILLEMENT ET REPRISE 5-11
Généralités 5-11
Emplacement des éléments du circuit carburant..... 5-11
Robinets de vidange du circuit carburant..... 5-14
Pompe de gavage carburant 5-14
Dépose et pose de la pompe de gavage carburant..... 5-15
Pose du disjoncteur FUEL BOOST PUMP..... 5-16

Nourrice..... 5-16
Dépose et pose de la nourrice 5-17

Filtre carburant..... 5-20
Dépose et pose du filtre carburant 5-20
Dépose et pose de l'élément filtrant..... 5-21

Robinet d'arrêt carburant 5-22
Dépose et pose du robinet d'arrêt carburant..... 5-22
Clapets antiretour de la nourrice..... 5-23
Dépose et pose du clapet antiretour de la nourrice..... 5-23
Contacteur d'alarme de pression basse carburant..... 5-23
Dépose et pose du contacteur d'alarme de pression basse carburant..... 5-26
Circuit d'indication de quantité carburant 5-27
Dépose et pose des sondes à capacité de réservoir carburant..... 5-27
Contacteur d'alarme de niveau bas carburant..... 5-28
Dépose et pose du contacteur d'alarme de niveau bas carburant..... 5-30
Dépose et pose du relais temporisé 5-30

Circuit réservoir carburant..... 5-31

CONTENTS (Cont)

PAGE

Balance Pipes 5-31
Removal and Installation of Balance Pipes 5-35
Purging of Fuel Cells 5-36
Removal and Installation of Fuel Cells 5-37
Fuel System Leakage Check 5-48

Fuel Flow and Low-pressure Warning Check 5-49

PART 6 – AIRCRAFT AUXILIARY FUEL SYSTEM 6-1

DESCRIPTION – GENERAL 6-1
General 6-1
Operation of System 6-4
Vents and Drains 6-4
Auxiliary Fuel System Component Locations 6-5
Safety Precautions 6-5
FUELLING AND DEFUELLING SYSTEM 6-5

General 6-5
Removal and Installation of External Fuel Tanks 6-5
Removal and Installation of Bomb Racks 6-18
Removal and Installation of Pylons 6-19
FUNCTIONAL CHECKS 6-22
Fuel Transfer Check 6-22
External Tank Jettison Check 6-24

FUELLING AND DEFUELLING SMOKE FUEL TANKS (Snowbird aircraft only) 6-25

General 6-25
Removal and Installation of Smoke Fuel Tanks 6-25

PART 7 – OIL SYSTEM 7-1

DESCRIPTION – GENERAL 7-1
General 7-1
Oil System Main Components 7-1
Oil Flow 7-1
Oil System Pressurization 7-1
Oil Filler Assembly 7-3
Removal and Installation of Oil Filler Assembly 7-3
Oil System Servicing and Maintenance 7-3

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Tuyaux d'équilibrage 5-31
Dépose et pose des tuyaux d'équilibrage 5-35
Purge des réservoirs carburant 5-36
Dépose et pose des réservoirs carburant 5-37
Vérification d'étanchéité du circuit carburant 5-48
Vérification d'alarme de pression basse et de débit carburant 5-49

PARTIE 6 – CIRCUIT CARBURANT AUXILIAIRE AVION 6-1

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS 6-1
Généralités 6-1
Fonctionnement du circuit 6-4
Mise à l'air libre et vidange 6-4
Emplacement des éléments du circuit carburant auxiliaire 6-5
Mesures de sécurité 6-5
CIRCUIT D'AVITAILLEMENT ET DE REPRISE CARBURANT 6-5
Généralités 6-5
Dépose et pose des réservoirs carburant extérieurs 6-5
Dépose et pose des lance-bombes 6-18
Dépose et pose des mâts 6-19
VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT 6-22
Vérification du transfert carburant 6-22
Vérification du dispositif de largage des réservoirs extérieurs 6-24
AVITAILLEMENT ET REPRISE CARBURANT DES RÉSERVOIRS DE CARBURANT À FUMÉE (avions Snowbird seulement) 6-25
Généralités 6-25
Dépose et pose des réservoirs de carburant à fumée 6-25

PARTIE 7 – CIRCUIT D'HUILE 7-1

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS 7-1
Généralités 7-1
Éléments principaux du circuit d'huile 7-1
Circulation de l'huile 7-1
Mise en pression du circuit d'huile 7-1
Raccord de remplissage d'huile 7-3
Dépose et pose du raccord de remplissage d'huile 7-3
Entretien courant et maintenance du circuit d'huile 7-3

CONTENTS (Cont)

PAGE

Oil Temperature Warning Switch 7-4

Oil Pressure Transmitter 7-6

PART 8 – STARTING AND IGNITION SYSTEMS 8-1

DESCRIPTION – GENERAL 8-1
General 8-1
Starter/Generator 8-1
Removal and Installation of Starter/Generator 8-4
Starter Limitations 8-10
Ignition System Limitations 8-10
Control Panel Switches 8-10

LIST OF ABBREVIATIONS LA-E-1

TABLE DES MATIÈRES (suite)

PAGE

Contacteur d'alarme de température d'huile 7-4
Transmetteur de pression d'huile 7-6

PARTIE 8 – CIRCUITS DE DÉMARRAGE ET D'ALLUMAGE 8-1

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS 8-1
Généralités 8-1
Génératrice-démarreur 8-1
Dépose et pose de la génératrice-démarreur 8-4
Limites relatives au démarreur 8-10
Limites relatives au circuit d'allumage 8-10
Interrupteurs du panneau de commande 8-10

LISTE DES ABRÉVIATIONS LA-F-1

LIST OF FIGURES

FIGURE	TITLE	PAGE
1-1	Table of Conversion – Imperial to Metric	1-2
1-2	Table of Consumable Materials (3 Sheets)	1-3
2-1	General Arrangement of Power Plant (2 Sheets)	2-2
2-2	Power Plant Access Panels, Vents and Drains	2-8
2-3	Power Plant Mountings (2 Sheets)	2-12
2-4	Removal and Installation of Engine Firewall	2-24
2-5	Removal and Installation of Engine Air Intake Adapter	2-30
2-6	Power Plant Cooling System	2-36
2-7	Power Plant Electrical Wire Routing	2-40
2-8	Removal and Installation of Jetpipe	2-44
2-9	Jetpipe Build-up (2 Sheets)	2-46
2-10	Preforming of Jetpipe Insulating Blankets	2-52
2-11	Installation of Jetpipe Insulating Blankets	2-54
2-12	Alignment of Power Plant (2 Sheets)	2-66
2-13	Jetpipe Nozzle Area Adjustment	2-72
2-14	RPM Trim Chart	2-74
2-15	Removal and Installation of Engine (3 Sheets)	2-82
2-16	Power Plant Build-up (2 Sheets)	2-90

LISTE DES FIGURES

FIGURE	TITRE	PAGE
1-1	Table de conversion – impériale à métrique	1-2
1-2	Tableau des produits consommables (3 feuilles)	1-3
2-1	Schéma d'ensemble du groupe turboréacteur (2 feuilles)	2-3
2-2	Panneaux d'accès, mise à l'air libre et drainage du groupe turboréacteur	2-9
2-3	Attaches réacteur (2 feuilles)	2-13
2-4	Dépose et pose de la cloison pare-feu	2-25
2-5	Dépose et pose de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur	2-31
2-6	Circuit de refroidissement du groupe turboréacteur	2-37
2-7	Câblage électrique du groupe turboréacteur	2-41
2-8	Dépose et pose de la tuyère	2-45
2-9	Éléments de la tuyère (2 feuilles)	2-47
2-10	Préparation des matelas isolants de la tuyère	2-53
2-11	Pose des matelas isolants de la tuyère	2-55
2-12	Alignement du réacteur (2 feuilles)	2-67
2-13	Réglage de la buse d'éjection de la tuyère	2-73
2-14	Graphique de réglage du régime	2-75
2-15	Dépose et pose du réacteur (3 feuilles)	2-83
2-16	Équipement du groupe turboréacteur (2 feuilles)	2-91

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
2-17	Ground Run-up Checklist (2 Sheets)	2-122
2-18	RPM Correction for Ambient Temperature	2-126
2-19	Engine Overspeed Limits	2-127
2-20	EGT – Starting and Time at Temperature Limits	2-129
2-21	Oil Pressure Limitations	2-131
3-1	Engine Control System	3-2
3-2	Master Throttle Control Lever	3-4
3-3	Slave Throttle Control Lever	3-14
5-1	Fuel and Vent System	5-2
5-2	Fuel System – Schematic	5-4
5-3	Fuel System Access Doors	5-8
5-4	Fuel System Component Locations (2 Sheets)	5-12
5-5	Fuel Collector Tank	5-18
5-6	Fuel Low Pressure Warning System – Electrical Schematic	5-25
5-7	Removal and Installation of Fuel Tank Capacitance Probes	5-32
5-8	Low Fuel Level and Time-delay Warning Indicator – Electrical Schematic	5-34
5-9	Fuel Cells Lacing Installation	5-44
6-1	Auxiliary Fuel System – Schematic	6-2

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
2-17	Liste des vérifications du point fixe (2 feuilles)	2-123
2-18	Correction du régime en fonction de la température ambiante	2-127
2-19	Limites de survitesse du réacteur	2-129
2-20	Limites de température des gaz d'éjection (EGT) au démarrage en fonction du temps	2-131
2-21	Limites de pression d'huile	2-132
3-1	Circuit de commande réacteur	3-3
3-2	Manette de poussée principale	3-5
3-3	Manette de poussée asservie	3-15
5-1	Circuits carburant et mise à l'air libre	5-3
5-2	Circuit carburant – schéma	5-5
5-3	Trappes d'accès du circuit carburant	5-9
5-4	Emplacement des éléments du circuit carburant (2 feuilles)	5-12
5-5	Nourrice	5-19
5-6	Circuit d'alarme pression basse carburant – schéma électrique	5-25
5-7	Dépose et pose des sondes à capacité de réservoir carburant	5-33
5-8	Indicateur d'alarme bas niveau carburant et temporisation – schéma électrique	5-34
5-9	Laçage des réservoirs carburant	5-45
6-1	Circuit carburant auxiliaire – schéma	6-3

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
6-2	Auxiliary Fuel System Component Locations (2 Sheets)	6-6
6-3	Auxiliary Fuel System – Electrical Schematic	6-9
6-4	Removal and Installation of External Fuel Tanks	6-12
6-5	Auxiliary Fuel Air Pressure Regulator Panel	6-14
6-6	Removal and Installation of Bomb Racks and Pylons	6-20
6-7	Removal and Installation of Smoke Fuel Tank (Snowbird aircraft only)	6-26
6-8	Smoke System Air Pressure Regulator Panel (Snowbird aircraft only)	6-28
7-1	Oil System Component Locations	7-2
7-2	Engine Oil Temperature Warning System – Electrical Schematic	7-5
8-1	Starting and Ignition System	8-2
8-2	Engine Control – Electrical Schematic	8-5
8-3	Removal and Installation of Starter/Generator	8-8

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
6-2	Emplacement des éléments du circuit carburant auxiliaire (2 feuilles)	6-6
6-3	Circuit carburant auxiliaire – schéma électrique	6-9
6-4	Dépose et pose des réservoirs carburant extérieurs	6-13
6-5	Panneau de régulateur de pression d'air du circuit carburant auxiliaire	6-15
6-6	Dépose et pose des lance-bombes et des mâts	6-21
6-7	Dépose et pose des réservoirs de carburant à fumée (avions Snowbird seulement)	6-27
6-8	Panneau de régulation de pression d'air du système de génération de fumée (avions Snowbird seulement)	6-29
7-1	Emplacement des éléments du circuit d'huile	7-2
7-2	Circuit d'alarme température d'huile réacteur – schéma électrique	7-5
8-1	Circuit de démarrage et d'allumage	8-3
8-2	Commande réacteur – schéma électrique	8-5
8-3	Dépose et pose de la génératrice-démarreur	8-9

PART 1

GENERAL INFORMATION

PURPOSE

1. This publication is one in a series providing descriptive and corrective maintenance instructions for CT114 Tutor and Snowbird aircraft. 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 power plant and related systems 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-12-114-0D0/MF-000.

UNITS OF MEASUREMENT

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

SPECIFICATIONS

3. When a specification is called for, the latest issue of the specification is 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'une série de documents contenant les données descriptives et les instructions de maintenance corrective pour les avions CT114 Tutor et Snowbird. Pour les renseignements généraux et les instructions de maintenance préventive, voir C-12-114-000/MF-001. Pour une liste des publications applicables, 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 du groupe turboréacteur et des circuits connexes utilisés 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-12-114-0D0/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 figure 1-1 pour la table de conversion.

SPÉCIFICATIONS

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

PRODUITS CONSOMMABLES

4. Voir la figure 1-2 pour le tableau des produits consommables s'appliquant à la présente publication.

Imperial **Système impérial**	**Metric** **Système métrique**
1 imperial gallon (imp gal) 1 gallon impérial (gal imp)	4.546 litres (L) 4.546 litres (L)
1 US gallon (US gal) 1 gallon US (gal US)	3.7853 litres (L) 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)

Figure 1-1 Table of Conversion – Imperial to Metric
Figure 1-1 Table de conversion – impériale à métrique

Item No. N° d'article	Material Produit	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	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 (60% White Lead, 10% Petrolatum, 10% Graphite, 10% Oil SAE50 and 10% Asphalt) Composé antigrippant (60% cruse, 10% vaseline de pétrole, 10% graphite, 10% huile SAE50 et 10% asphalte)		
2	Sealant, Class B-2 Composé d'étanchéité, classe B-2	MIL-S-8802	
3	Lockwire Fil freiner	MS20995N32	
4	Plastilube, Molly No. 3 Plastilube, Molly n° 3	Warren Chemical and Refining Co. Ltd	02307
5	Lubricant Molybdenum Disulfide/Silicone Lubrifiant, bisulfure de molybdène-silicone	DOD-L-25681	
6	Grease, Aircraft General Purpose, Wide Temperature Range Graisse tout usage aviation, plage de température tendue	MIL-G-81322	
7	Degreasing Solvent Solvant de dégraissage	MIL-PRF-680	
8	Compound, Insulation and Sealing, Electrical Composé d'isolation et d'étanchéité, type électrique	MIL-S-8660	
9	Fuel, Aviation Turbine Type II (Avtag) (US DP4) Wide-cut, Gasoline-type Carburant, turbine aviation, type II (Avtag) (US DP4), large coupe, type essence	CAN2-3.22-M80	

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

Item No. N° d'article	Material Produit	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137-04B/LX-000) Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/LX-000)
10	Tape, Pressure-sensitive Ruban autocollant	43-GP-3 or PPP-T-60 43-GP-3 ou PPP-T-60	
11	Tape Aluminium Foil, Mystik, No. 7402, 1 and 2 in. Ruban en feuille d'aluminium, Mystik, n° 7402, 1 et 2 po	Mystik Tape Sales Canada Ltd	88301
12	Oil, Mineral, Aircraft Turbine Grade 1010 Huile minérale, turbine aviation, qualité 1010	MIL-L-6081	
13	Adhesive Colle	MIL-A-5092, Type II MIL-A-5092, type II	
14	Cord, Nylon Corde de nylon	MIL-C-5040, Type II MIL-C-5040, type II	
15	DC4, Compound Composé DC4	Dow Corning Corp.	21752
16	Grease, Extreme Pressure, Low Temperature (Synthetic) Graisse, á pressions extrêmes pour basses températures (synthétique)	MIL-G-23827	
17	Oil, Lubricating, Turbine, Synthetic Huile de lubrification, de turbine, synthétique	MIL-L-7808J or MIL-L-7808K, Grade 3	

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

Item No. N° d'article	Material Produit	Specification or Manufacturer Spécification ou fabricant	Supplier or Supplier Code (See A-LM-137-04B/ LX-000) Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/ LX-000)
18	Solution, Oxygen Leak Test, Type I Solution pour essai d'étanchéité á l'oxygène, type I	MIL-L- 25567	
	Solution, Oxygen Leak Test, Type II (For Temperatures Below Freezing) Solution pour essai d'étanchéité á l'oxygène, type II (pour températures sous le point de congélation)	MIL-L-22567 (C or D) MIL-L-22567 (C ou D)	

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

PART 2

POWER PLANT

DESCRIPTION – GENERAL

GENERAL

1. The power plant section of the aircraft consists of the engine and jetpipe, engine mountings, and the equipment and accessories required for correct functioning of the engine under all operational conditions. The design allows for rapid replacement of the engine together with certain attachments as a quick-change unit. The dry weight of the engine is approximately 172.4 kg (380 lb). Construction of the engine is such that the rotor and bearings are inaccessible unless the engine is removed from the aircraft and disassembled. Engine changes, accessory replacements, external minor repairs and adjustments may be carried out under normal service conditions. For the general arrangement of the power plant, see Figure 2-1.

POWER PLANT LOCATION

2. The engine is installed in the forward fuselage just aft of the firewall bulkhead, FS 277.75. A RH and LH engine air intake duct, with air entry forward of the wing root leading edge, pass through the fuselage centre section immediately aft of the cockpit rear pressure bulkhead and join together to form a single air intake duct immediately forward of the engine. The engine exhaust cone and jetpipe are contained within the aft fuselage.

ENGINE

3. The aircraft is powered by a J85-CAN-40 axial-flow turbo-jet engine. Major components of the engine are as follows:

a. An eight-stage axial-flow compressor.

b. Annular combustion section.

c. A two-stage turbine.

d. Exhaust section.

e. Accessory drive section.

f. Engine controls system.

PARTIE 2

GROUPE TURBORÉACTEUR

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

GÉNÉRALITÉS

1. Le groupe turboréacteur de l'avion comprend le réacteur et la tuyère, les attaches réacteur, ainsi que l'équipement et les accessoires nécessaires au bon fonctionnement du réacteur dans toutes les conditions d'exploitation. La conception du réacteur permet son remplacement rapide d'un seul bloc avec certains accessoires. La masse à sec du réacteur est d'environ 172.4 kg (380 lb). La construction du réacteur est telle que le rotor et les paliers sont inaccessibles si le réacteur n'est pas déposé de l'avion et démonté. Le remplacement du réacteur ou des accessoires et les réparations mineures et réglages externes peuvent être effectués dans le cadre de l'entretien normal. Pour le schéma d'ensemble du groupe turboréacteur, voir figure 2-1.

EMPLACEMENT DU GROUPE TURBORÉACTEUR

2. Le réacteur est monté dans le fuselage avant, juste derrière la cloison pare-feu, à FS 277.75. Des manches d'entrée d'air gauche et droite, avec prises d'air en avant du bord d'attaque à l'emplanture d'aile, traversent la partie centrale du fuselage immédiatement derrière la cloison étanche arrière du poste de pilotage et se rejoignent pour former une manche unique immédiatement à l'avant du réacteur. Le cône d'éjection et la tuyère du réacteur sont logés dans le fuselage arrière.

RÉACTEUR

3. L'avion est équipé d'un turboréacteur à flux axial J85-CAN-40. Les principaux éléments du réacteur sont les suivants :

a. Un compresseur axial à huit étages.

b. Chambre de combustion annulaire.

c. Une turbine à deux étages.

d. Section d'éjection.

e. Boîtier d'entraînement des accessoires.

f. Circuit de commande réacteur.

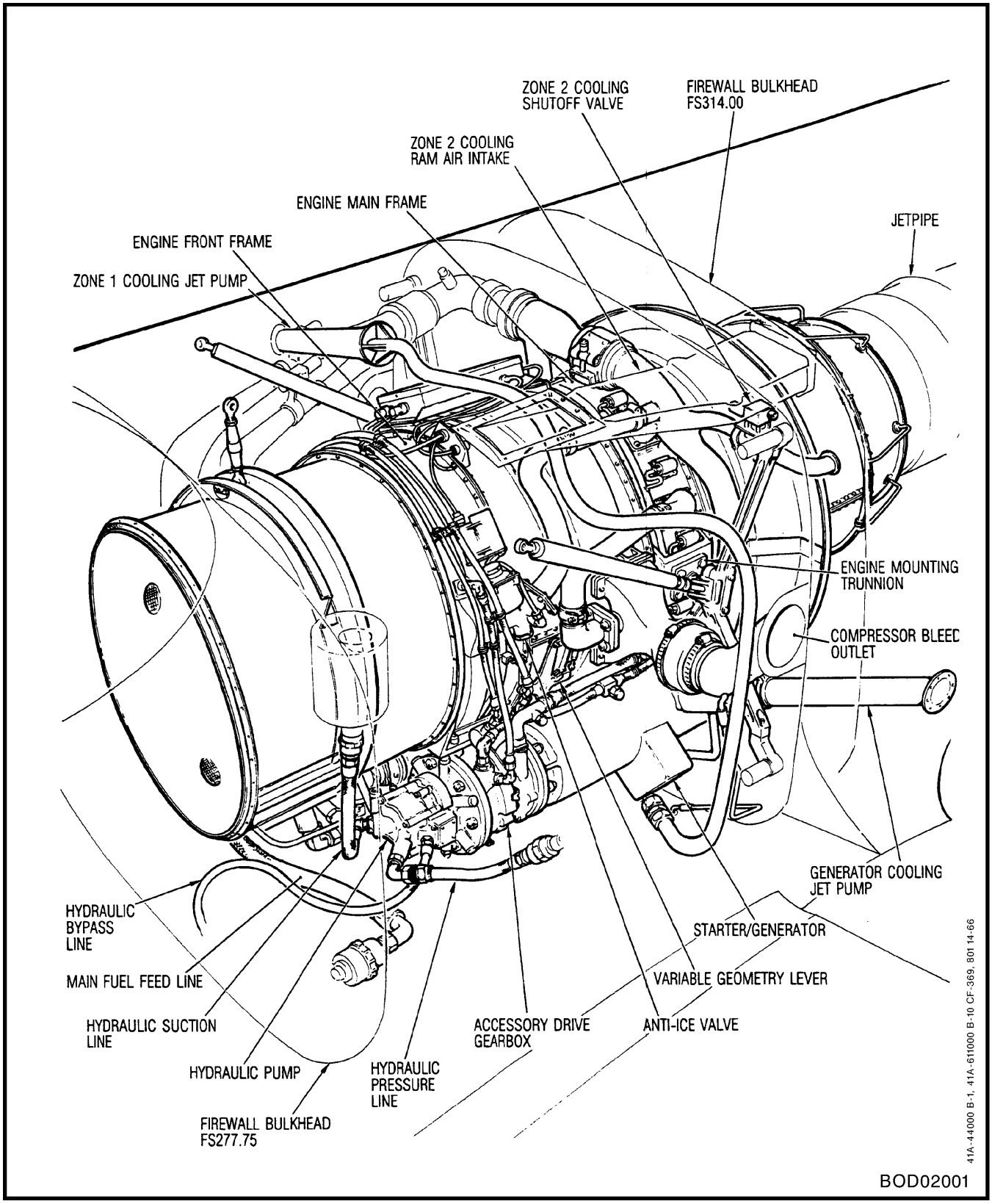


Figure 2-1 (Sheet 1 of 2) General Arrangement of Power Plant

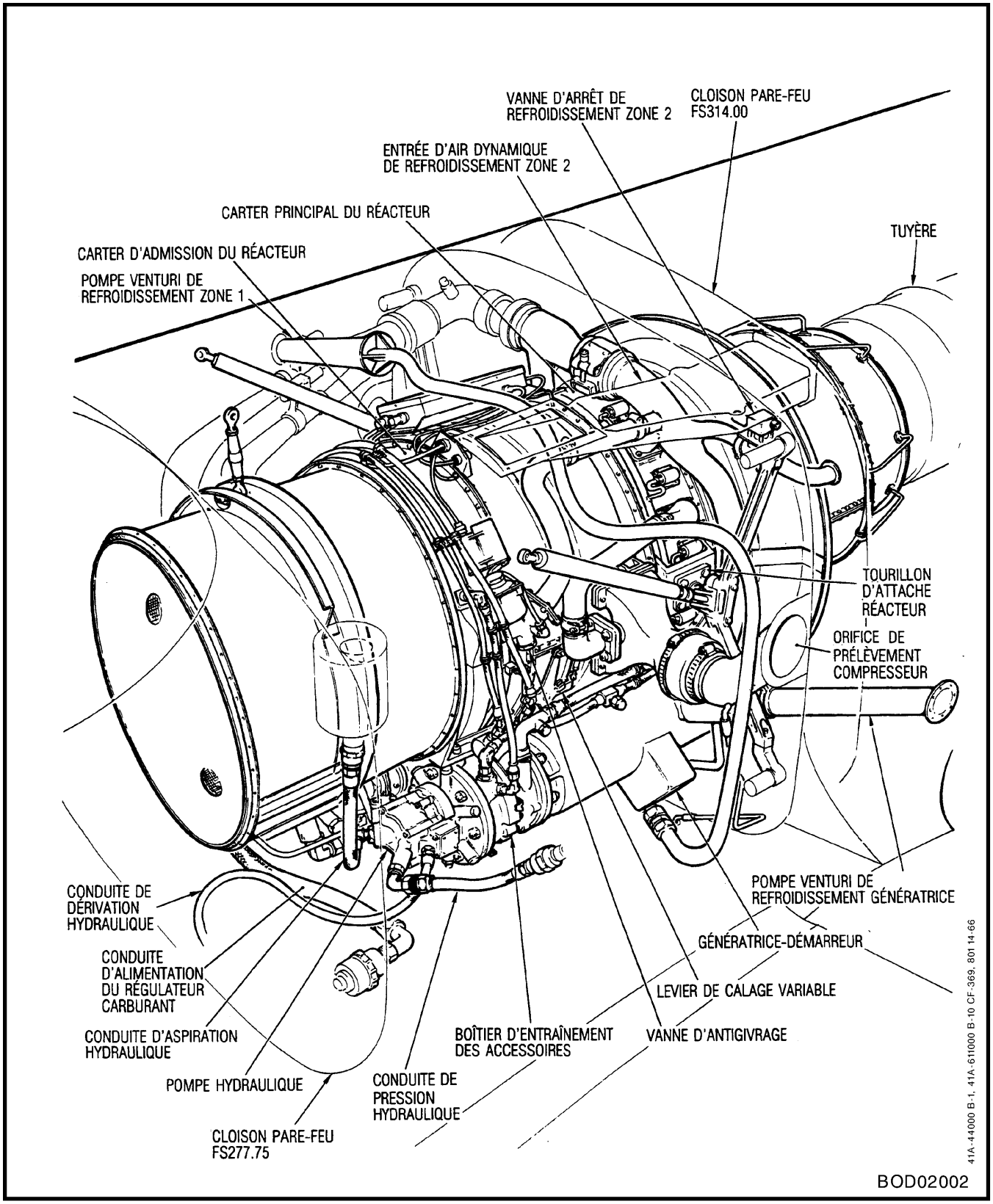


Figure 2-1 (feuille 1 de 2) Schéma d'ensemble du groupe turboréacteur

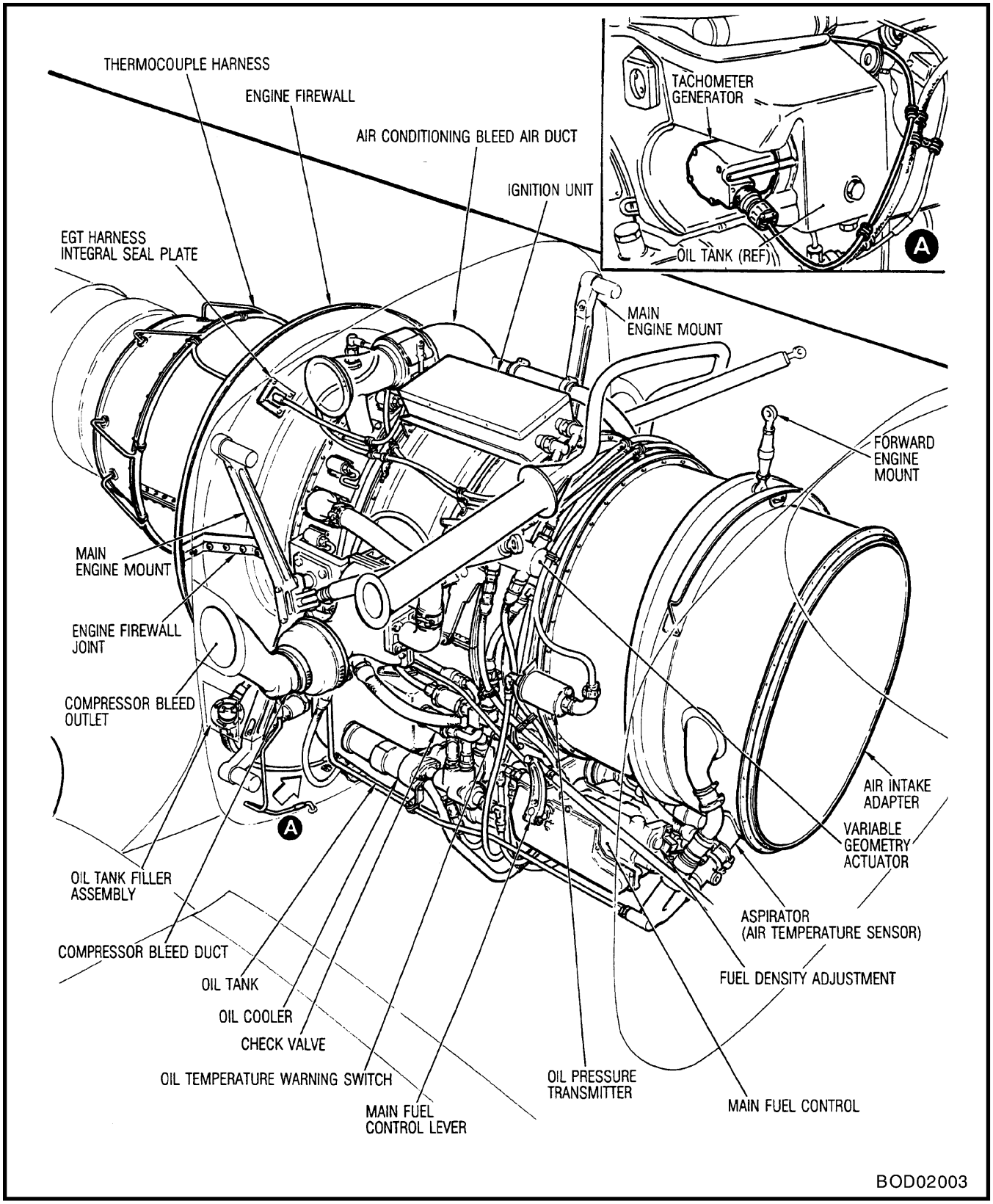


Figure 2-1 (Sheet 2 of 2) General Arrangement of Power Plant

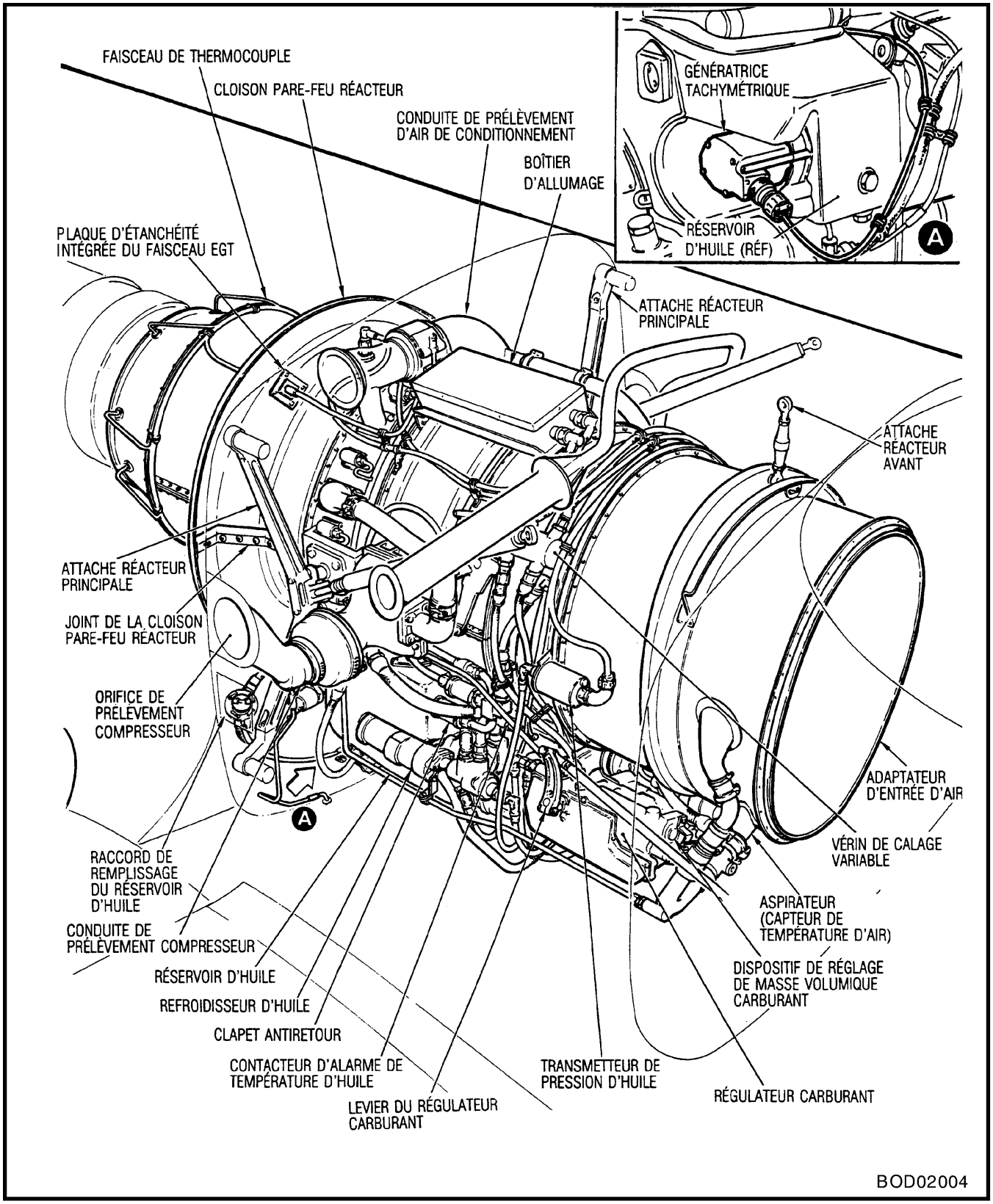


Figure 2-1 (feuille 2 de 2) Schéma d'ensemble du groupe turboréacteur

4. For complete information on the engine components and a general description of the engine systems, their operation, maintenance and troubleshooting, see C-14-165-000/MF-000.

OPERATION OF ENGINE

5. Air at atmospheric pressure, or ram air during flight, is conducted through two ducts within the airframe contour to the compressor, where it is progressively compressed and fed into the combustion chamber. In the combustion section, the air is mixed with fuel and the mixture is ignited to produce energy as a result of increased temperature and pressure. The gases released in this manner pass through the turbine section, where part of the energy is extracted to drive the compressor. The gases then pass through the jetpipe and are discharged through the fixed area jet nozzle.

6. The thrust developed by the engine is proportional to the air mass flow, which varies with engine speed. Control is maintained by regulating the amount of fuel and controlling the position of variable inlet guide vanes and compressor bleed valves.

SAFETY PRECAUTIONS

7. Safety precautions which shall be observed during engine ground run and servicing are given as follows:

a. **Exhaust Gas Safety Precautions.** Due to the velocity and temperature of the exhaust gas, adequate precautions shall be taken to ensure safety of ground maintenance personnel, other aircraft and adjacent structures during engine running. For the safety precautions, see C-14-040-004/TS-002.

b. **Air Intake Safety Precautions.** Suction at the air intake duct entrances may be dangerous. Loose clothing and small articles may be drawn into the engine if personnel stand too close to an intake.

c. **Engine Compartment Safety Precautions.** Ear plugs shall be worn when working in the engine compartment with the engine running as a protection against high noise level. Hats,

4. Pour plus de renseignements sur les éléments du réacteur et pour une description générale de ses circuits, de leur fonctionnement et de leurs méthodes de maintenance et de dépannage, voir C-14-165-000/MF-000.

FONCTIONNEMENT DU RÉACTEUR

5. L'air à la pression atmosphérique, ou l'air dynamique pendant le vol, est dirigé, via deux manches dans le contour de la cellule, vers le compresseur où il est progressivement comprimé et envoyé dans la chambre de combustion. Dans la section de combustion, l'air est mélangé au carburant et le mélange est enflammé et produit de l'énergie par augmentation de température et de pression. Les gaz ainsi dégagés traversent la section turbine, où une partie de l'énergie est prélevée pour entraîner le compresseur. Les gaz traversent ensuite la tuyère et sont évacués via la buse d'éjection à section fixe.

6. La poussée développée par le réacteur est proportionnelle au débit massique d'air, lequel varie avec le régime réacteur. La commande est assurée par la régulation de la quantité de carburant et par le contrôle de la position des aubes directrices d'entrée à calage variable et des vannes de prélèvement compresseur.

MESURES DE SÉCURITÉ

7. Pendant le point fixe et l'entretien courant, on doit observer les mesures de sécurité suivantes :

a. **Mesures de sécurité relatives aux gaz d'éjection**. Étant donné la vitesse et la température des gaz d'éjection, on doit prendre des mesures adéquates pour assurer la sécurité du personnel d'entretien au sol, des autres avions et des structures voisines quand le réacteur est en marche. Pour les mesures de sécurité, voir C-14-040-004/TS-002.

b. **Mesures de sécurité relatives aux entrées d'air.** L'aspiration aux prises de la manche d'entrée d'air peut constituer un danger. Les vêtements lâches et les menus articles peuvent être aspirés par le réacteur si le personnel se tient trop près d'une entrée.

c. **Mesures de sécurité relatives au compartiment réacteur.** Lorsqu'on travaille dans le compartiment réacteur et que le réacteur est en marche, on doit porter des bouchons

glasses or other loose articles shall be removed before any work is attempted in this area during engine operation.

d. **Engine Servicing Safety Precautions.** The cooling period required after engine run-up before work is attempted depends upon the location of the work. A 30-minute cooling period should be sufficient for inspection of the jetpipe, tail cone or turbine wheel.

ACCESS PROVISION TO POWER PLANT

8. Access to the engine and its associated equipment is through hinged doors in the bottom of the forward fuselage aft of the rear spar frame (see Figure 2-2). A door in the underside of the fuselage between FS 257 and FS 277.75 and a door in the air intake fixed duct provide access to the engine compressor blades. Two doors, one on each side of the aft fuselage forward of the speed brakes, and one door on the left-hand side aft of the speed brakes, provide access to the jetpipe clamp and supporting turnbuckles respectively. Engine removal is accomplished by removal of the aft fuselage together with the jetpipe. For access panels on the aircraft, see C-12-114-000/MF-001.

POWER PLANT VENTS AND DRAINS

9. The power plant drains system reduces fire risks by collecting and disposing of any unburnt fuel in the combustion section of the engine and in the jetpipe, and any fuel or oil drainage from units associated with the system. The drainage is exhausted into the atmosphere through pipes protruding through the underside of the aft fuselage (see Figure 2-2). The drain lines are connected to the following power plant units:

a. Combustion chamber.

b. Hydraulic pump seal.

c. Dump valve (fuel manifold).

d. Front frame seal.

e. Overspeed governor seal.

d'oreille pour se protéger contre le haut niveau de bruit. Enlever chapeaux, lunettes et autres objets non fixés avant d'entreprendre tout travail dans cette zone quand le réacteur fonctionne.

d. **Mesures de sécurité relatives à l'entretien du réacteur.** Après le point fixe, la période de refroidissement nécessaire avant d'entreprendre un travail dépend de l'endroit où ce travail doit être effectué. Pour l'inspection de la tuyère, du cône arrière ou de la roue de turbine, une période de refroidissement de 30 minutes devrait suffire.

ACCÈS AU GROUPE TURBORÉACTEUR

8. On accède au réacteur et à l'équipement connexe par des trappes à charnières au fond du fuselage avant, derrière le cadre du longeron arrière (voir figure 2-2). Une trappe située sur le dessous du fuselage, entre FS 257 et FS 277.75, et une autre située dans la manche d'entrée d'air fixe permettent d'accéder aux aubes du compresseur. Deux trappes, l'une de chaque côté du fuselage arrière devant les aérofreins, et une autre, du côté gauche derrière les aérofreins, permettent d'accéder à la bride de serrage et aux tendeurs de fixation de la tuyère respectivement. Pour déposer le réacteur, on dépose le fuselage arrière et la tuyère d'un seul bloc. Pour les panneaux d'accès de l'avion, voir C-12-114-000/MF-001.

MISE À L'AIR LIBRE ET DRAINAGE DU GROUPE TURBORÉACTEUR

9. Le circuit de drainage du groupe turboréacteur réduit les risques d'incendie en récupérant et évacuant tout le carburant non brûlé dans la section de combustion du réacteur et dans la tuyère ainsi que tout le carburant ou l'huile de drainage de l'équipement connexe. Les produits drainés sont évacués dans l'atmosphère par des tuyaux faisant saillie sur le dessous du fuselage arrière (voir figure 2-2). Les conduites de drainage sont reliées aux éléments suivants du groupe turboréacteur :

a. Chambre de combustion.

b. Joint de la pompe hydraulique.

c. Robinet vide-vite (rampe de distribution carburant).

d. Joint du carter d'admission.

e. Joint du régulateur de survitesse.

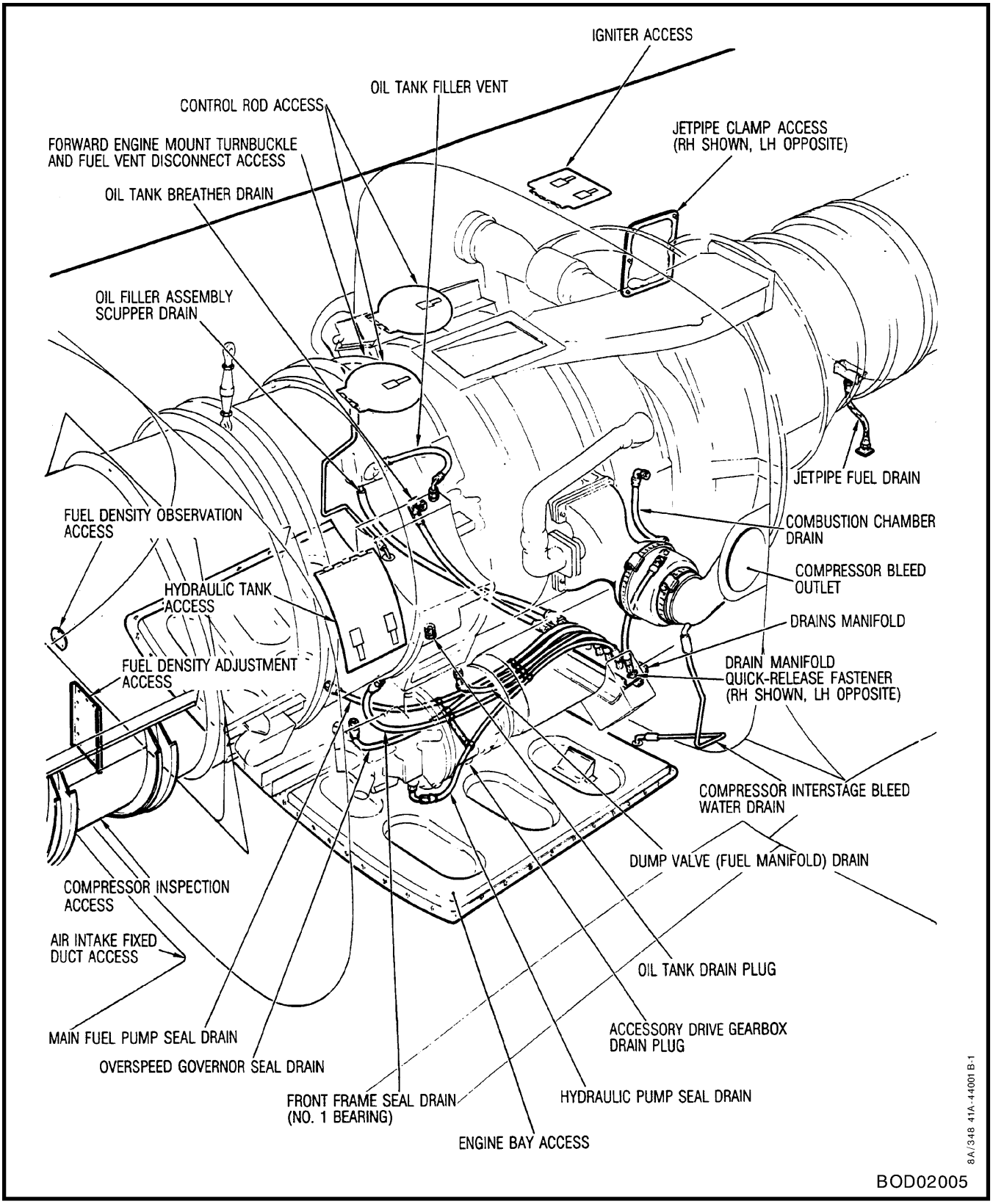


Figure 2-2 Power Plant Access Panels, Vents and Drains

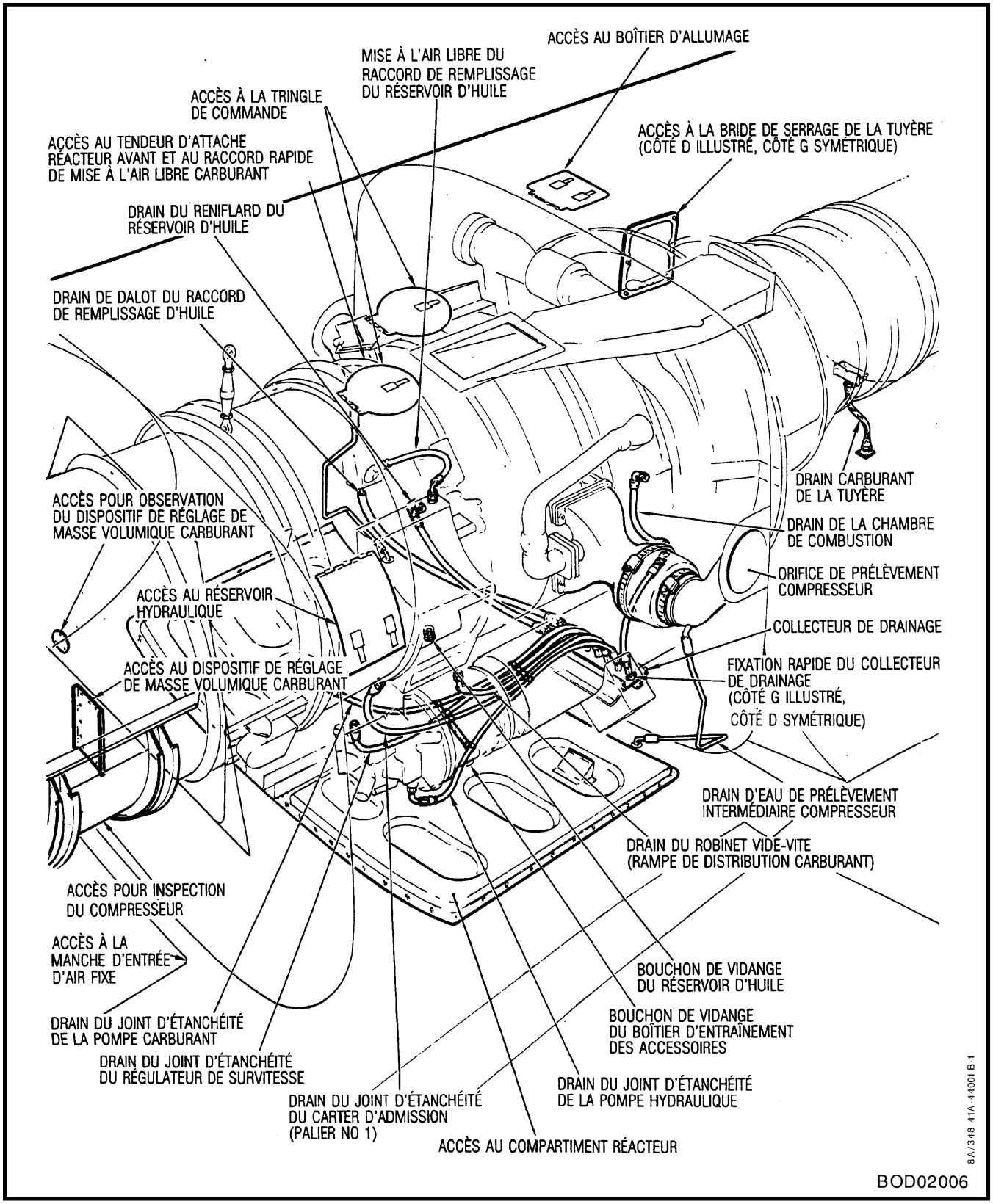


Figure 2-2 Panneaux d'accès, mise à l'air libre et drainage du groupe turboréacteur

f. Fuel pump and main fuel control seal.

g. Oil tank breather.

h. Oil filler assembly scupper.

i. Compressor bleed outlets.

j. Jetpipe scupper.

POWER PLANT MOUNTINGS

GENERAL

10. The engine is installed in the fuselage on two main mounts, to which the engine mounting trunnions are attached, and is suspended at its forward end by the forward vertical mount. The jetpipe, clamped to the engine exhaust cone, is attached to the aft fuselage structure by means of two turnbuckle assemblies.

ENGINE MOUNTING TRUNNIONS

11. The engine mounting trunnions are installed on the engine pads on either side of the engine at FS 306.25 (engine station 200.00). The fixed trunnion attached to the RH mounting pad is SAE4340 steel bar machined to form a spherical end on a spigot base (see Figure 2-3). The sliding trunnion assembly, attached to the LH mounting pad, consists of an SAE4340 steel trunnion with a grooved shaft over which a sliding spherical ring of SAE4130 steel is fitted. The spherical surfaces of both mounting trunnions are coated with solid film lubricant.

12. The spherical ring on the LH trunnion is drilled and tapped, and has an AN565A1032H5 set-screw installed in the ring and locked by peening. The set-screw limits the travel of the spherical ring to the length of the groove on the trunnion shaft and prevents the engine from falling off the ground support stand during engine maintenance.

REMOVAL AND INSTALLATION OF ENGINE MOUNTING TRUNNIONS

13. Mounting trunnions shall be removed from an engine prior to shipment of the engine to an overhaul facility, and shall be installed on an engine received from overhaul prior to installation of the engine in the airframe.

f. Joint de la pompe carburant et du régulateur carburant.

g. Reniflard du réservoir d'huile.

h. Dalot du raccord de remplissage d'huile.

i. Orifices de prélèvement compresseur.

j. Dalot de la tuyère.

ATTACHES RÉACTEUR

GÉNÉRALITÉS

10. Le réacteur est monté dans le fuselage sur deux attaches principales auxquelles sont fixés les tourillons d'attache réacteur, et il est suspendu à son extrémité avant par l'attache verticale avant. La tuyère, fixée au cône d'éjection réacteur par une bride de serrage, est attachée à la structure du fuselage arrière grâce à deux tendeurs.

TOURILLONS D'ATTACHE RÉACTEUR

11. Les tourillons d'attache réacteur sont montées sur les bossages réacteur, de chaque côté du réacteur à FS 306.25 (station réacteur 200.00). Le tourillon fixe monté sur le bossage de montage droit est usiné dans une barre en acier SAE4340 de façon à former une extrémité sphérique sur une base en ergot (voir figure 2-3). Le tourillon coulissant, fixé au bossage de montage gauche, est constitué d'un tourillon en acier SAE4340 avec un axe cannelé sur lequel est montée une bague sphérique coulissante en acier SAE4130. Les surfaces sphériques des deux tourillons sont recouvertes d'un film de lubrifiant solide.

12. La bague sphérique sur le tourillon gauche est percée et taraudée et comporte une vis de blocage AN565A1032H5 fixée par martelage. La vis de blocage limite la course de la bague sphérique à la longueur de la cannelure sur l'axe du tourillon et empêche le réacteur de tomber du support au sol pendant sa maintenance.

DÉPOSE ET POSE DES TOURILLONS D'ATTACHE RÉACTEUR

13. Déposer les tourillons d'attache du réacteur avant d'envoyer le réacteur à un atelier de révision, et les poser sur le réacteur au retour de l'atelier avant la pose du réacteur dans la cellule.

NOTE

The transit mounting trunnions are used on engines received from or shipped to the manufacturer, or to an overhaul facility (see C-14-165-000/MF-000).

14. For the installation of engine mounting trunnions, see Paragraph 100, Step e.

MAIN ENGINE MOUNTS

15. The engine is supported at the mounting trunnions by a tripod mount assembly attached on each side of the fuselage primary structure (see Figure 2-3). Each mount assembly consists of an aluminum alloy 75S-T6 die forging, an adjustable forward steel strut, an engine trunnion housing machined from SAE4340 steel forging, and a locking plate. Each end of the main mount forging is bolted to a fitting which is pinned in position on a mount tube attached to the fuselage between FS 300 and FS 307.78. The machined aluminum alloy bracket to which the forward adjustable strut is attached is installed on the upper longeron at FS 285.30. The spherical surfaces of engine trunnion housings are coated with solid film lubricant (see C-12-114-000/MN-000). The adjustable strut can move the power plant fore and aft on a fixed horizontal plane and, to a lesser extent, can shift the centreline alignment on a horizontal plane.

REMOVAL AND INSTALLATION OF MAIN ENGINE MOUNTS

16. **General.** For the removal and installation of main engine mounts the engine shall be removed from the fuselage (see Paragraph 97).

17. **Removal of Main Engine Mounts.** Proceed as follows (see Figure 2-3):

a. Remove cotter pins and bolts attaching forward end of main mount adjustable strut to fuselage frame bracket, and aft end to trunnion housing. Remove adjustable strut assembly.

b. Remove top bolt attaching main mount forging to fuselage fitting. Remove shims installed between mount and top fitting and identify shims for subsequent installation.

c. Repeat Step b for bottom bolt.

NOTA

Les tourillons d'attache réacteur de transport sont utilisés sur les réacteurs reçus des installations du fabricant ou de l'atelier de révision et sur ceux qui y sont expédiés (voir C-14-165-000/MF-000).

14. Pour la pose des tourillons d'attache réacteur, voir paragraphe 100, étape e.

ATTACHES RÉACTEUR PRINCIPALES

15. Le réacteur est supporté aux tourillons par des attaches en trois points fixées de chaque côté de la structure primaire du fuselage (voir figure 2-3). Chaque attache est constituée d'une pièce forgée par matriçage en alliage d'aluminium 75S-T6, d'une jambe de force réglable avant en acier, d'un logement de tourillon usiné dans une pièce forgée en acier SAE4340 et d'une plaquette-frein. Chaque extrémité de la pièce forgée d'attache principale est boulonnée à une ferrure, laquelle est maintenue en position sur un tube de montage fixé au fuselage entre FS 300 et FS 307.78. La ferrure usinée en alliage d'aluminium à laquelle est fixée la jambe de force réglable est montée sur le longeron supérieur à FS 285.30. Les surfaces sphériques des logements de tourillon sont recouvertes d'un film de lubrifiant solide (voir C-12-114-000/MN-000). La jambe de force réglable permet de déplacer le réacteur longitudinalement dans un plan horizontal fixe et, dans une moindre mesure, de déplacer l'axe central dans un plan horizontal.

DÉPOSE ET POSE DES ATTACHES RÉACTEUR PRINCIPALES

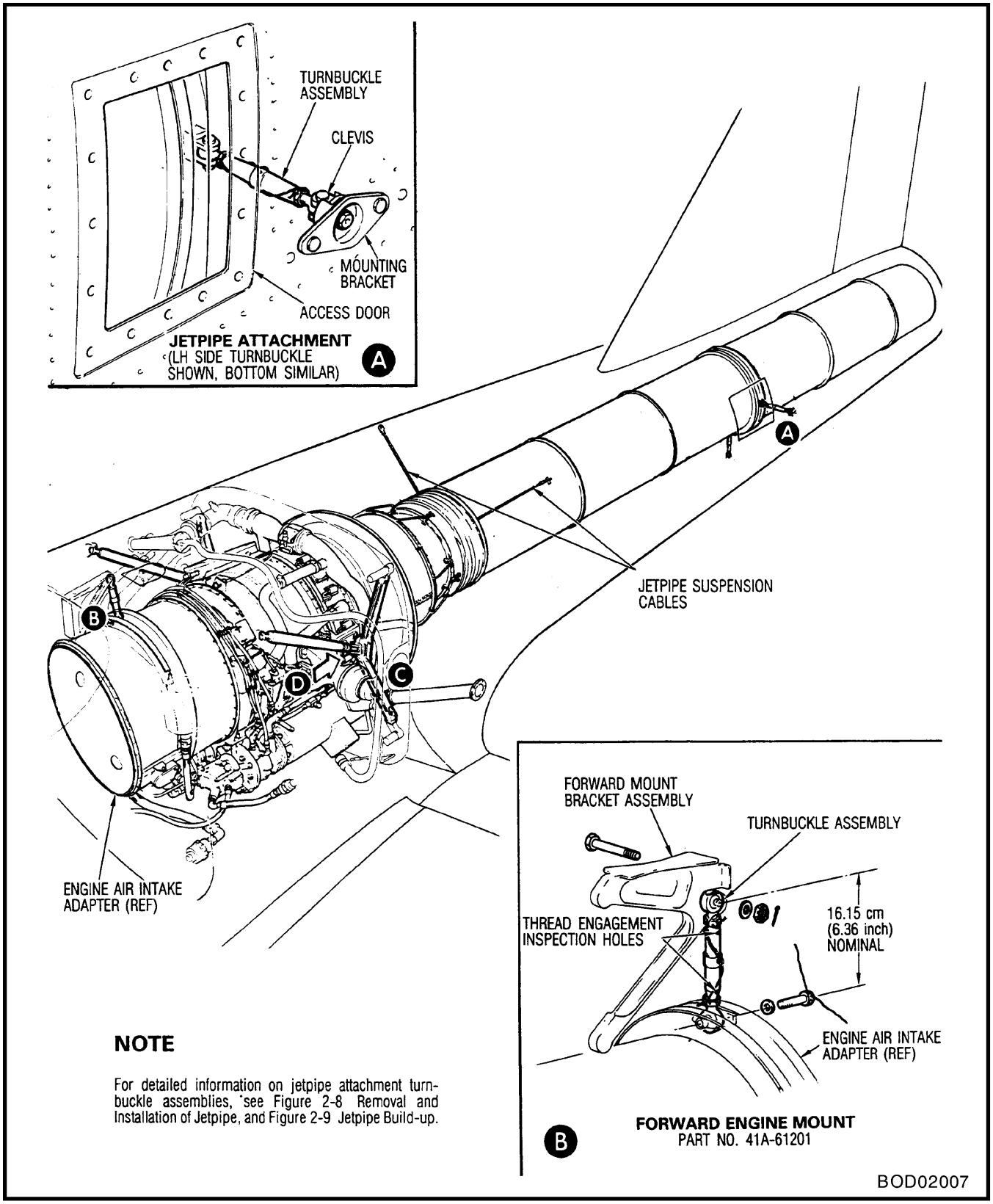
16. **Généralités.** Pour la dépose et la pose des attaches réacteur principales, le réacteur doit être déposé du fuselage (voir paragraphe 97).

17. **Dépose des attaches réacteur principales.** Procéder comme suit (voir figure 2-3) :

a. Enlever les goupilles fendues et les boulons fixant l'extrémité avant de la jambe de force réglable d'attache principale à la ferrure du cadre de fuselage et l'extrémité arrière au logement de tourillon. Déposer la jambe de force réglable.

b. Enlever le boulon supérieur fixant la pièce forgée d'attache principale à la ferrure du fuselage. Enlever les cales placées entre l'attache et la ferrure supérieure et repérer les cales en vue de leur pose ultérieure.

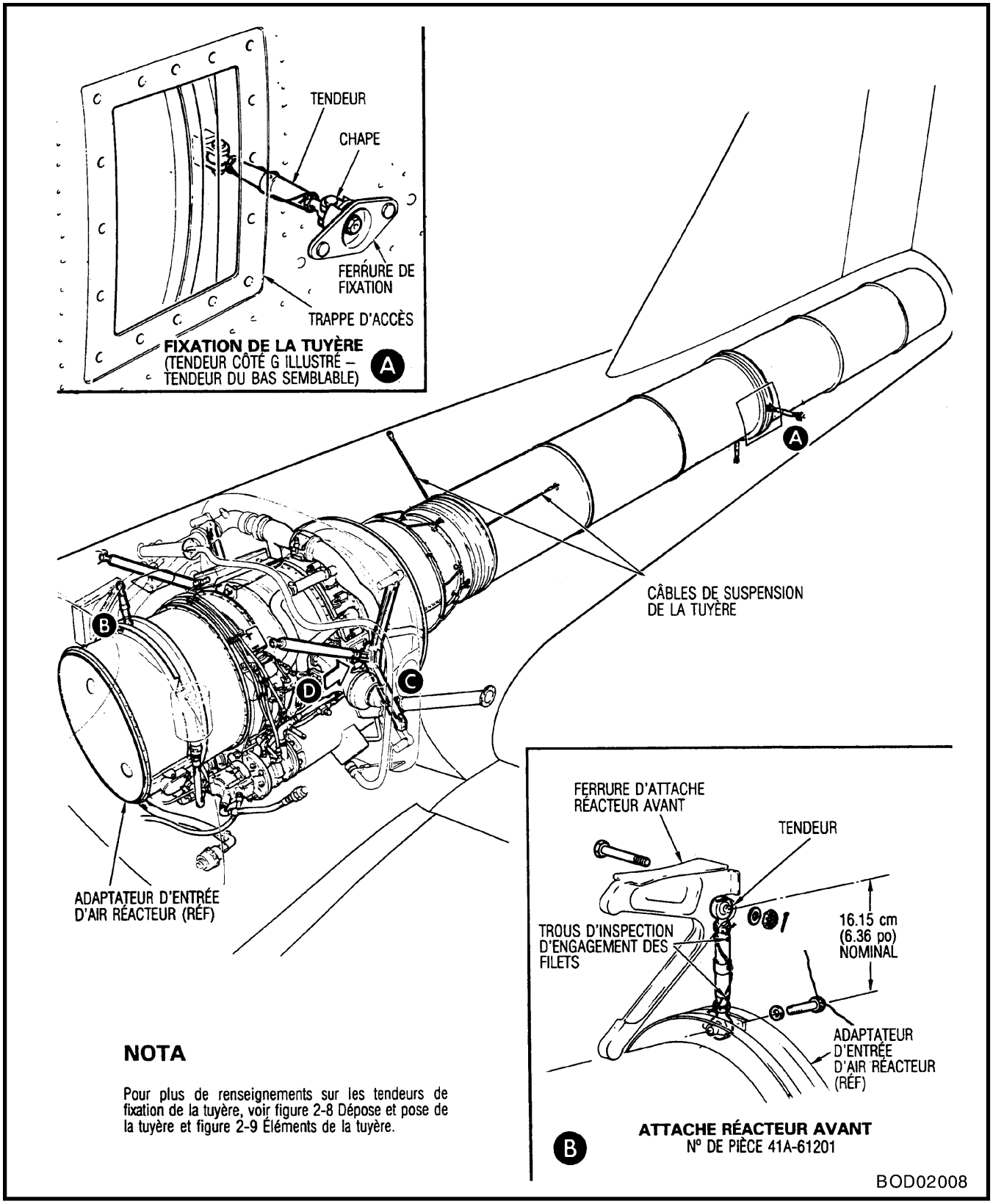
c. Répéter l'étape b pour le boulon inférieur.



NOTE

For detailed information on jetpipe attachment turnbuckle assemblies, see Figure 2-8 Removal and Installation of Jetpipe, and Figure 2-9 Jetpipe Build-up.

Figure 2-3 (Sheet 1 of 2) Power Plant Mountings



NOTA

Pour plus de renseignements sur les tendeurs de fixation de la tuyère, voir figure 2-8 Dépose et pose de la tuyère et figure 2-9 Éléments de la tuyère.

Figure 2-3 (feuille 1 de 2) Attaches réacteur

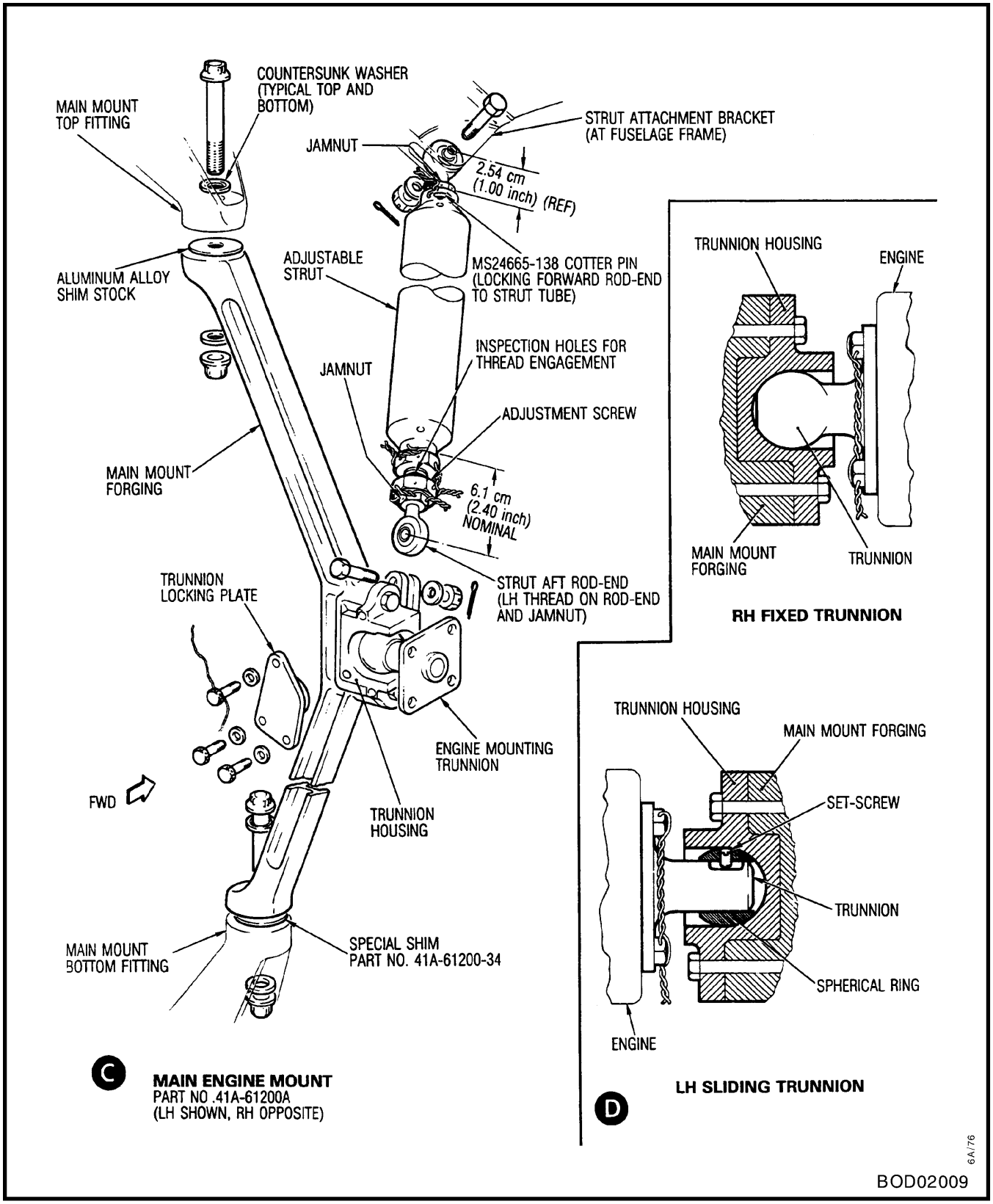


Figure 2-3 (Sheet 2 of 2) Power Plant Mountings

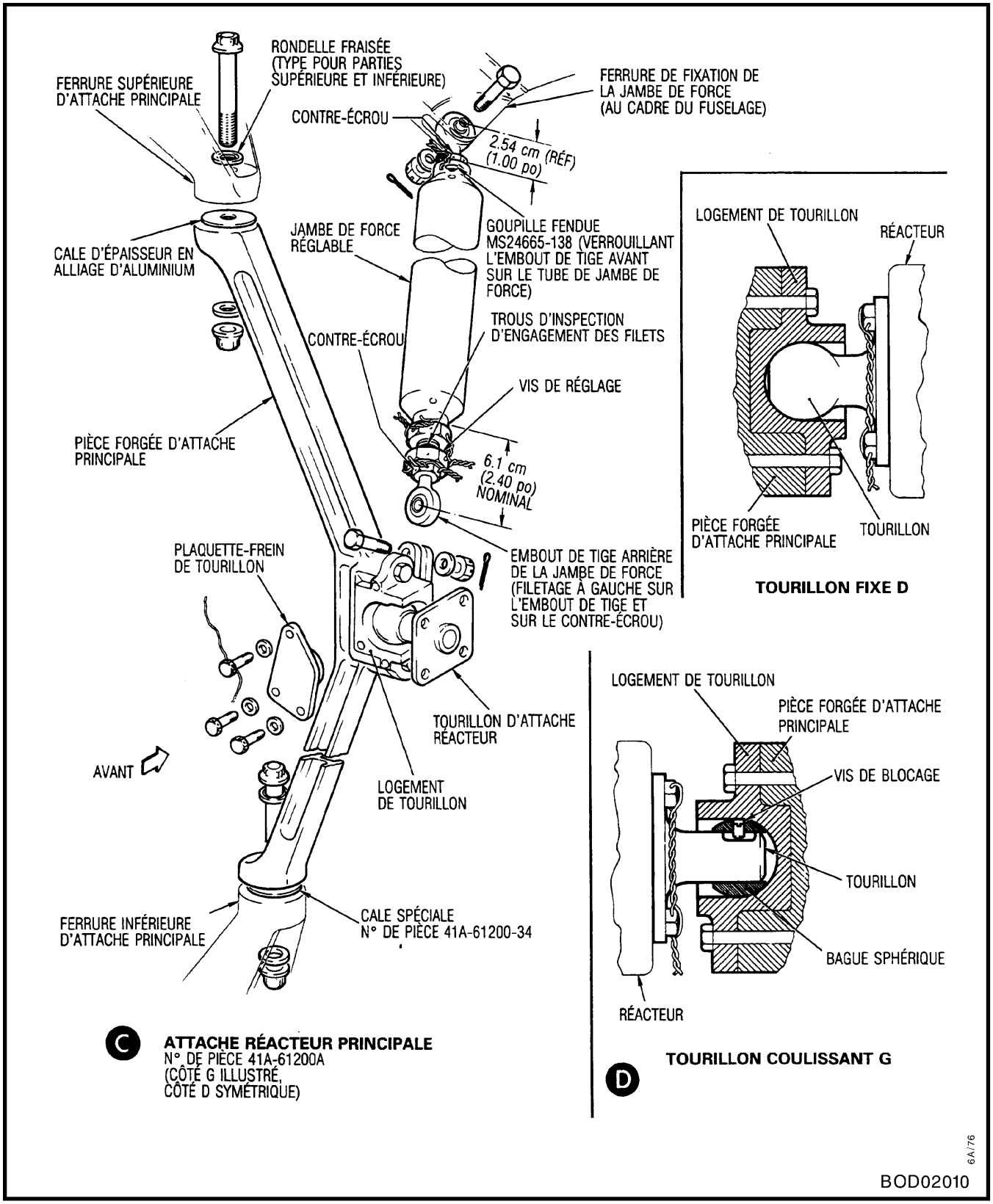


Figure 2-3 (feuille 2 de 2) Attaches réacteur

CAUTION

Ensure that the shims at the top and bottom fittings, on both sides of the fuselage, are properly identified for future installation, otherwise the position of the engine in relation to the fuselage reference plane will be altered.

d. Remove main mount forgings.

18. **Installation of Main Engine Mounts.** Proceed as follows:

a. Position main mount forging between top and bottom fuselage fittings with spherical recess in trunnion housing facing aft.

b. Insert previously removed and identified shims (see Paragraph 17, Step b) between mount forging and top and bottom fittings.

CAUTION

Ensure that special shim, Part No. 41A-61200-34 (made from 0.06 cm [0.022-in.] cold-rolled SAE1025 steel sheet), is placed between bottom fitting and mount forging. Laminated shim stock at this point is not permitted due to expected wear.

NOTE

When installing the upper main engine mount bolt, use special tool, Part No. 8040137-1 (see C-12-114-000/CS-052).

c. Place special countersunk washer against head of each bolt and install bolt head upward, washers and nuts.

NOTE

When torquing the lower main engine mount bolt, use special torquing adapter, Part No. 8040134-1 (see C-12-114-000/CS-053). Since an adapter is being used,

ATTENTION

S'assurer que les cales aux ferrures supérieure et inférieure, des deux côtés du fuselage, sont bien repérées en vue de la pose ultérieure, sinon la position du réacteur par rapport au plan de référence du fuselage en sera modifiée.

d. Déposer les pièces forgées d'attache principale.

18. **Pose des attaches réacteur principales.** Procéder comme suit :

a. Positionner la pièce forgée d'attache principale entre les ferrures supérieure et inférieure du fuselage, avec la cavité sphérique du logement de tourillon orientée vers l'arrière.

b. Insérer les cales préalablement enlevées et repérées (voir paragraphe 17, étape b) entre la pièce forgée d'attache principale et les ferrures supérieure et inférieure.

ATTENTION

S'assurer que la cale spéciale, n° de pièce 41A-61200-34, (fabriquée dans une tôle en acier SAE1025 laminée à froid de 0.06 cm [0.022 po] d'épaisseur) est placée entre la ferrure inférieure et la pièce forgée d'attache principale. L'utilisation d'une cale lamellée n'est pas permise en raison de l'usure prévue à cet endroit.

NOTA

Pour la pose du boulon supérieur de l'attache réacteur principale, utiliser l'outil spécial, n° de pièce 8040137-1, (voir C-12-114-000/CS-052).

c. Placer une rondelle fraisée spéciale contre la tête de chaque boulon et poser les boulons, avec la tête en haut, les rondelles et les écrous.

NOTA

Pour le serrage du boulon inférieur de l'attache réacteur principale, utiliser un embout dynamométrique spécial, n° de pièce 8040134-1 (voir C-12-114-000/

refer to torquing procedure as described in C-12-010-040/TR-023.

d. Slowly torque top and bottom bolts until any play between mount forging and fuselage fittings is removed with mount free to rotate. If a torque of 1.69 N•m (15 in•lb) is reached before all play is removed, remove top bolt and shim gap between mount forging at top fuselage fitting using aluminum shim stock (MIL-S-22499 Comp 1, Type 1, Class 1 or 2) as required.

e. Repeat Step d, until all play is eliminated and then torque top and bottom bolts to a value between 21.47 and 39.66 N•m (190 and 351 in•lb).

CAUTION

Each time after installing an engine, check that these bolts are torqued to a value between 21.47 and 39.66 N•m (190 and 351 in•lb).

f. Positioning main mount adjustable strut with adjustment screw adjacent to trunnion housing, install strut to fuselage frame bracket and to trunnion housing with bolts, washers and nuts. Torque bolts to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb) and secure with cotter pin.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FORWARD ENGINE MOUNT TURNBUCKLE ASSEMBLY

19. **Removal of Forward Engine Mount Turnbuckle Assembly.** Remove turnbuckle assembly from fuselage mounting bracket by removing cotter pin, nut, washer and bolt (see Figure 2-3).

20. **Installation of Forward Engine Mount Turnbuckle Assembly.** Proceed as follows:

a. With both rod-ends threaded equally into the turnbuckle, adjust turnbuckle assembly to a nominal length of 16.15 cm (6.36 in.) between rod-end bearing hole centres. Position rod-end flat planes at 90 degrees to each

CS-053). Puisqu'on utilise un embout dynamométrique, voir la méthode de serrage décrite dans C-12-010-040/TR-023.

d. Serrer lentement les boulons inférieur et supérieur jusqu'à ce que le jeu entre la pièce forgée d'attache principale et les ferrures de fuselage ait disparu mais que l'attache puisse tourner librement. Si on atteint un couple de 1.69 N•m (15 po•lb) avant que tout le jeu soit éliminé, enlever le boulon supérieur et remplir l'espace entre la pièce forgée d'attache principale et la ferrure de fuselage supérieure en utilisant une cale en aluminium (MIL-S-22499 composition 1, type 1, classe 1 ou 2) de l'épaisseur nécessaire.

e. Répéter l'étape d jusqu'à ce que tout le jeu soit éliminé, puis serrer les boulons supérieur et inférieur entre 21.47 et 39.66 N•m (190 et 351 po•lb).

ATTENTION

Après chaque pose du réacteur, vérifier que ces boulons sont bien serrés entre 21.47 et 39.66 N•m (190 et 351 po•lb).

f. En positionnant la jambe de force réglable d'attache principale de sorte que la vis de réglage soit adjacente au logement de tourillon, fixer la jambe à la ferrure du cadre de fuselage et au logement de tourillon au moyen des boulons, des rondelles et des écrous. Serrer les boulons entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb) et freiner avec des goupilles fendues.

DÉPOSE ET POSE DU TENDEUR D'ATTACHE RÉACTEUR AVANT

19. **Dépose du tendeur d'attache réacteur avant.** Déposer le tendeur à la ferrure de fixation du fuselage en enlevant la goupille fendue, l'écrou, la rondelle et le boulon (voir figure 2-3).

20. **Pose du tendeur d'attache réacteur avant.** Poser le tendeur comme suit :

a. Avec les deux embouts de tige vissés également dans le tendeur, régler le tendeur pour obtenir une longueur nominale de 16.15 cm (6.36 po) entre les centres des trous de palier des embouts de tige. Positionner les surfaces

other and verify that rod-end thread engagement into the turnbuckle is in safety.

b. Torque jamnuts to a value between 10.73 and 12.43 N•m (95 and 110 in•lb) and safety to turnbuckle with 0.100 cm (0.040 in.) diameter Inconel wire, Part No. MS20995N40.

c. Position the LH threaded rod-end in the forward mount bracket assembly and install attaching bolt, washer and nut. Torque nut to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb) and safety with a cotter pin.

DISASSEMBLY AND ASSEMBLY OF MAIN MOUNT ADJUSTABLE STRUT

21. **Disassembly of Adjustable Strut.** If it is necessary to disassemble the main mount adjustable strut for replacement of parts, proceed as follows (see Figure 2-3):

NOTE

The nominal dimension of the strut assembly is 56.21 cm (22.129 in.).

a. Remove cotter pin from strut tube at forward end before unscrewing rod-end. Break lockwire, slacken jamnut and unscrew forward rod-end.

b. Break lockwire at three places on aft end of strut. Slacken jamnut on adjustment screw and unscrew adjustment screw together with aft rod-end. Slacken jamnut on rod-end and unscrew rod-end.

NOTE

The rod-end and its jamnut at the aft end of adjustable strut have LH thread.

22. **Assembly of Adjustable Strut.** Proceed as follows:

a. Remove adjustment screw and rod-end from aft end of side strut. Clean all male and female threads and lubricate with anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 1).

planes des embouts de tige à 90 degrés l'une de l'autre et vérifier que l'engagement des filets dans le tendeur est sûr.

b. Serrer les contre-écrous entre 10.73 et 12.43 N•m (95 et 110 po•lb) et les freiner sur le tendeur avec du fil en Inconel de 0.100 cm (0.040 po) de diamètre, n° de pièce MS20995N40.

c. Positionner l'embout de tige fileté à gauche dans la ferrure de fixation avant et poser le boulon, la rondelle et l'écrou. Serrer l'écrou entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb) et freiner avec une goupille fendue.

DÉMONTAGE ET MONTAGE DE LA JAMBE DE FORCE RÉGLABLE D'ATTACHE RÉACTEUR PRINCIPALE

21. **Démontage de la jambe de force réglable.** S'il est nécessaire de démonter la jambe de force réglable d'attache réacteur principale pour remplacer des pièces, procéder comme suit (voir figure 2-3) :

NOTA

La dimension nominale de la jambe de force est de 56.21 cm (22.129 po).

a. Enlever la goupille fendue à l'extrémité avant du tube de jambe de force avant de dévisser l'embout de tige. Briser le fil à freiner, desserrer le contre-écrou et dévisser l'embout de tige avant.

b. Briser le fil à freiner en trois endroits sur l'extrémité arrière de la jambe de force. Desserrer le contre-écrou sur la vis de réglage et dévisser la vis de réglage d'un bloc avec l'embout de tige arrière. Desserrer le contre-écrou sur l'embout de tige et dévisser ce dernier.

NOTA

L'embout de tige ainsi que son contre-écrou situés à l'extrémité arrière de la jambe de force réglable sont filetés à gauche.

22. **Montage de la jambe de force réglable.** Procéder comme suit :

a. Enlever la vis de réglage et l'embout de tige à l'extrémité arrière de la jambe de force latérale. Nettoyer tous les filetages, mâles et femelles, et lubrifier avec un composé anti-grippant (voir figure 1-2, article 1).

b. Position jamnut on forward rod-end and screw rod-end into strut tube until cotter pin hole in rod-end aligns with mating holes in strut forward end. Check through inspection hole in strut for proper rod-end thread engagement. Install MS24665-138 cotter pin. Torque jamnut to a value between 10.73 and 12.43 N•m (95 and 110 in•lb).

CAUTION

The setting of the side strut aft rod-end ensures that all threads are in safety; however, all inspection ports shall be checked for proper engagement after engine alignment is complete.

c. With jamnut positioned on aft rod-end and on adjustment screw, insert rod-end into adjustment screw to a depth of 2.03 cm (0.8 in.) and adjustment screw into aft end of strut to a depth of 2.54 cm (1.0 in.). The distance between centre of rod-end bearing and face of strut tube at aft end will be 6.1 cm (2.40 in.) nominal length. Secure side strut and rod-end and lengthen strut by three full turns. Torque on jamnuts before installation of engine shall be between 1.69 and 2.82 N•m (15 and 25 in•lb).

NOTE

The pre-installation side strut adjustment can be set by use of a special depth gauge (see C-12-114-000/CS-056).

d. After engine installation and alignment are complete, torque jamnuts on aft rod-ends to a value between 10.73 and 12.43 N•m (95 and 110 in•lb) and jamnuts on adjustment screws to a value between 74.57 and 76.82 N•m (660 and 680 in•lb).

b. Positionner le contre-écrou sur l'embout de tige avant et visser l'embout de tige dans le tube de jambe de force jusqu'à ce que le trou de la goupille fendue soit aligné avec les trous correspondants dans l'extrémité avant de la jambe de force. Vérifier, par le trou d'inspection dans la jambe de force, que le filetage de l'embout de tige est bien engagé. Poser une goupille fendue MS24665-138. Serrer le contre-écrou entre 10.73 et 12.43 N•m (95 et 110 po•lb).

ATTENTION

Le réglage de l'embout de tige de la jambe de force latérale assure le bon engagement de tous les filetages; toutefois, quand l'alignement du réacteur est terminé, on doit vérifier par tous les trous d'inspection que les filetages sont bien engagés.

c. Avec le contre-écrou positionné sur l'embout de tige arrière et sur la vis de réglage, introduire l'embout de tige dans la vis de réglage jusqu'à une profondeur de 2.03 cm (0.8 po) et introduire la vis de réglage dans l'extrémité arrière de la jambe de force jusqu'à une profondeur de 2.54 cm (1.0 po). La distance entre le centre du palier de l'embout de tige et la face du tube de jambe de force à l'extrémité arrière a une valeur nominale de 6.1 cm (2.40 po). Fixer la jambe de force latérale et l'embout de tige, et rallonger la jambe de trois tours complets. Le serrage des contre-écrous avant la pose du réacteur doit être entre 1.69 et 2.82 N•m (15 et 25 po•lb).

NOTA

Le réglage de la jambe de force latérale avant la pose peut être effectué au moyen d'une jauge de profondeur spéciale (voir C-12-114-000/CS-056).

d. Une fois la pose et l'alignement du réacteur terminés, serrer les contre-écrous sur les embouts de tige arrière entre 10.73 et 12.43 N•m (95 et 110 po•lb) et les contre-écrous sur les vis de réglage entre 74.57 et 76.82 N•m (660 et 680 po•lb).

NOTE

Two flat sides on the strut aft fitting permit the use of a wrench to hold the strut while torquing the adjustment screw jamnut.

e. Lockwire jamnuts with 0.100 cm (0.040 in.) diameter Inconel wire as shown in Figure 2-3.

FORWARD ENGINE MOUNT

23. The forward engine mount consists of a 75S-T6 aluminum alloy forged bracket and an adjustable turnbuckle assembly (see Figure 2-3). The mount bracket is riveted to the fuselage top structure on the centreline, the two forward lugs are secured to the firewall bulkhead at FS 277.75 and the aft flange to the rear spar frame at FS 285.3 with huckbolts. The turnbuckle assembly consists of a barrel, two rod-ends equipped with self-aligning bearings and two jamnuts. The lower rod-end fits between two doubler-reinforced ring stiffeners on the engine air intake adapter at FS 284.9, and its attaching bolt is safety-lockwired to the aft stiffener. The upper rod-end of the turnbuckle is secured to the bushed fork of the mount bracket with a bolt, washer, nut and cotter pin. The rod-end threads are lubricated with anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 1) before assembly. The nominal length of the turnbuckle assembly is 16.15 cm (6.36 in.) between the bolt centres. This turnbuckle provides vertical adjustment of the power plant about the main mounts.

JETPIPE MOUNTINGS

24. The jetpipe at its forward end is attached to the engine exhaust cone with a channel-band type clamp assembly. The clamp, consisting of two halves, incorporates two tee latch bolts to allow even torquing of the jetpipe from opposite sides (see Figure 2-3). Each half of the clamp is made from two segments to ensure flexibility of the clamp and complete contact with the attachment flanges. Four safety latches, attached to the forward section of the jetpipe and installed over the clamp, prevent the jetpipe from becoming detached in the event of clamp breakage.

25. In the aft fuselage the jetpipe is supported by two turnbuckle assemblies attached to the pipe hat-section ring at FS 412.50 and to the structure at FS 413.34. The turnbuckles are located at the 9 and 6 o'clock positions, and together with adjustment

NOTA

Deux méplats sur la ferrure arrière de la jambe de force permettent d'utiliser une clé pour retenir la jambe de force pendant le serrage du contre-écrou de la vis de réglage.

e. Freiner les contre-écrous avec du fil en Inconel de 0.100 cm (0.040 po) de diamètre, tel qu'illustré à la figure 2-3.

ATTACHE RÉACTEUR AVANT

23. L'attache réacteur avant est constituée d'une ferrure forgée en alliage d'aluminium 75S-T6 et d'un tendeur réglable (voir figure 2-3). La ferrure d'attache est rivetée à la structure supérieure du fuselage sur l'axe central. Les deux pattes avant sont fixées à la cloison pare-feu, à FS 277.75, et la semelle arrière au cadre de longeron arrière, à FS 285.3, avec des boulons aveugles. Le tendeur comprend un corps, deux embouts de tige munis de roulements à rotule et deux contre-écrous. L'embout de tige inférieur se loge entre deux anneaux de raidissement renforcés sur l'adaptateur d'entrée d'air réacteur, à FS 284.9, et son boulon de fixation est freiné au fil sur le raidisseur arrière. L'embout de tige supérieur du tendeur est fixé à la fourche de la ferrure d'attache par un boulon, une rondelle, un écrou et une goupille fendue. Les filets des embouts de tige sont lubrifiés avec du composé antigrippant (voir figure 1-2, article 1) avant le montage. La longueur nominale du tendeur entre les centres des boulons est de 16.15 cm (6.36 po). Ce tendeur assure le réglage vertical du groupe turbo-réacteur sur les attaches réacteur principales.

FIXATION DE LA TUYÈRE

24. À son extrémité avant, la tuyère est fixée au cône d'éjection du réacteur par une bride de serrage profilée. La bride, constituée de deux moitiés, comporte deux boulons de verrouillage en T permettant le serrage uniforme de la tuyère des deux côtés (voir figure 2-3). Chaque moitié de bride est formée de deux segments, ce qui assure la flexibilité de la bride et le contact continu avec les brides de fixation. Quatre verrous de sécurité, fixés à la partie avant de la tuyère et montés sur le collier, empêchent la tuyère de se détacher en cas de rupture du collier.

25. Dans le fuselage arrière, la tuyère est supportée par deux tendeurs fixés à l'anneau profilé en oméga de la tuyère, à FS 412.50, et à la structure, à FS 413.34. Les tendeurs sont situés à 9 heures et à 6 heures et, de pair avec les rondelles de réglage

washers, provided at each turnbuckle to fuselage attachment point, are used to align the jetpipe nozzle with the aft fuselage to maintain the engine thrust line.

POWER PLANT FIREWALLS

GENERAL

26. Two fuselage firewall bulkheads and an engine firewall isolate the engine compressor and accessories section (zone 1) from the fuel compartment and from the hot section of the engine (zone 2). Flame-resistant seals are installed at all points where controls and systems pass through the firewall webs.

27. The firewall bulkhead at FS 277.75 incorporates a titanium web and heat-reflective laminates installed on the forward face of the upper web. It isolates the engine compressor and accessories section (zone 1) from the fuel compartment. The aft structure of the air intake fixed duct is riveted to this web concentrically with the engine air intake adapter.

28. The firewall bulkhead at FS 314, with an opening in the titanium web for the jetpipe, incorporates heat-resistant seals for the engine firewall and zone 2 cooling ram air intake scoop. This bulkhead, together with the engine firewall, isolates the hot section of the engine (zone 2) from the engine compressor and accessories section (zone 1).

ENGINE FIREWALL

29. The engine firewall assembly, made of welded corrosion-resistant steel Type 321 or 347, is made in two halves, upper and lower. During installation the two halves are joined with screws and attached to the engine mounting ring at FS 308.95 (engine station 202.75), about 6.35 cm (2.50 in.) aft of the engine trunnions. Two holes of 2.54 cm (1.0 in.) diameter, one in the upper half at approximately 1 o'clock and the other in the lower half at approximately 7 o'clock, are drilled to accommodate the engine igniters.

30. In the upper half of the firewall, on the RH side, a square opening is cut and reinforced with a doubler, through which the thermocouple harness is routed. On the upper left-hand side a bracket, supporting zone 2 cooling air shut-off valve duct, is spot-welded.

situées au point de fixation tendeur-fuselage, permettent d'aligner la buse de la tuyère sur le fuselage arrière, afin de maintenir la ligne de poussée du réacteur.

CLOISONS PARE-FEU DU GROUPE TURBORÉACTEUR

GÉNÉRALITÉS

26. Deux cloisons pare-feu fuselage et une cloison pare-feu réacteur séparent le compresseur réacteur et la section des accessoires (zone 1) du compartiment carburant et de la section chaude du réacteur (zone 2). Des joints résistants aux flammes sont installés à tous les endroits où les câbles des commandes et des circuits traversent l'âme des cloisons pare-feu.

27. La cloison pare-feu à FS 277.75 comprend une âme en titane et des laminés thermo-réfléchissant posés sur la face avant de l'âme supérieure. Elle isole le compresseur réacteur et la section des accessoires (zone 1) du compartiment carburant. La structure arrière de la manche d'entrée d'air fixe est rivetée à cette âme, de façon concentrique avec l'adaptateur d'entrée d'air réacteur.

28. La cloison pare-feu à FS 314, pourvue d'une ouverture pour la tuyère dans l'âme en titane, comprend des joints thermo-résistants pour la cloison pare-feu réacteur et pour l'entrée d'air dynamique de refroidissement de la zone 2. Cette cloison, de pair avec la cloison pare-feu réacteur, isole la section chaude du réacteur (zone 2) du compresseur réacteur et de la section des accessoires (zone 1).

CLOISON PARE-FEU RÉACTEUR

29. La cloison pare-feu réacteur, en acier inox 321 ou 347 soudé, est constituée d'une moitié supérieure et d'une moitié inférieure. À la pose, les deux moitiés sont jointes par des vis et fixées à l'anneau de fixation du réacteur à FS 308.95 (station réacteur 202.75), à environ 6.35 cm (2.50 po) derrière les tourillons d'attache réacteur. Deux trous de 2.54 cm (1.0 po) de diamètre, dont un dans la moitié supérieure à environ 1 heure et l'autre dans la moitié inférieure à environ 7 heures, sont percés pour loger les bougies d'allumage du réacteur.

30. La moitié supérieure de la cloison pare-feu comporte, sur le côté droit, une découpe carrée renforcée permettant le passage du faisceau de thermocouple. La moitié gauche supérieure comporte une ferrure soudée par points, supportant la conduite de la vanne d'arrêt d'air de refroidissement de la zone 2.

31. In the lower half of the firewall, a hole is drilled through the bottom LH skirt, through which the pipe from the combustion chamber fuel drain is routed. On the lower right-hand side, a zone 1 cooling duct support bracket is seam-welded.

32. When the aft fuselage is installed, the engine firewall butts against a fireproof seal installed on the bulkhead at FS 314, separating power plant zone 1 from zone 2.

REMOVAL
AND INSTALLATION OF ENGINE FIREWALL

33. **Removal of Engine Firewall.** Proceed as follows (see Figure 2-4):

a. Remove engine from aircraft (see Paragraph 97).

b. Disconnect thermocouple harness from its receptacle and all clamps that attach harness to engine forward of firewall. Remove four screws (1), washers and nuts attaching integral seal plate to firewall. Feed harness back through opening in firewall and tie harness to engine.

c. Disconnect igniter leads and remove igniter plugs (see Detail C).

NOTE

When removing the igniter plugs, note the number of positioning shims (2) on each plug. The shims vary between top and bottom plugs and shall be reassembled in the same position and number.

d. Remove fire seal nuts (3), one per igniter, at engine firewall.

e. Disconnect combustion chamber drain pipe at each side of fitting on lower half of firewall.

f. Remove clamp holding zone 1 cooling duct adapter to firewall bracket at right-hand lower side (see Detail A).

31. La moitié inférieure de la cloison pare-feu comporte un trou, percé dans la jupe inférieure gauche, qui permet le passage du tuyau de drainage du carburant provenant de la chambre de combustion. La moitié droite inférieure comporte une ferrure soudée à la molette, supportant la conduite de refroidissement de la zone 1.

32. Quand le fuselage arrière est posé, la cloison pare-feu réacteur s'appuie contre un joint ignifuge qui, monté sur la cloison à FS 314, sépare les zones 1 et 2 du réacteur.

DÉPOSE ET
POSE DE LA CLOISON PARE-FEU RÉACTEUR

33. **Dépose de la cloison pare-feu réacteur.** Procéder comme suit (voir figure 2-4) :

a. Déposer le réacteur de l'avion (voir paragraphe 97).

b. Débrancher le faisceau de thermocouple de sa prise et détacher tous les colliers fixant le faisceau au réacteur à l'avant de la cloison pare-feu. Enlever les quatre vis (1), les rondelles et les écrous fixant la plaque d'étanchéité intégrée à la cloison pare-feu. Refaire passer le faisceau par l'ouverture dans la cloison pare-feu et attacher le faisceau au réacteur.

c. Débrancher les câbles d'allumage et enlever les bougies (voir détail C).

NOTA

À la dépose des bougies d'allumage, noter le nombre de cales de positionnement (2) sur chacune. L'arrangement des cales diffère pour les bougies du haut et du bas; les cales doivent être réinstallées de la même façon et on doit en remettre le même nombre.

d. Enlever les écrous du joint ignifuge (3), un par bougie, à la cloison pare-feu réacteur.

e. Débrancher le tuyau de drainage de la chambre de combustion de chaque côté du raccord sur la moitié inférieure de la cloison pare-feu.

f. Enlever le collier fixant l'adaptateur de la conduite de refroidissement de la zone 1 à la ferrure de la cloison pare-feu, sur le côté inférieur droit (voir détail A).

g. Remove two screws (4), washers and nuts from firewall bracket supporting zone 2 cooling air shut-off valve duct, at left-hand upper side (see Detail B).

h. Remove six screws (5) at each of the two firewall joints.

i. Remove 11 bolts (6) and washers securing firewall to mounting ring. Remove two halves of firewall.

j. Remove gasket (7) located between each igniter boss spacer (8) and firewall.

34. **Installation of Engine Firewall.** Proceed as follows (see Figure 2-4):

a. Check firewall flange, which butts against seal on bulkhead FS 314.00, for deformation.

NOTES

1. Deformed firewall will not provide adequate sealing between zones 1 and 2.

2. With engine and aft section installed in airframe, clearance between FS 314.00 seal and engine firewall shall be less than 0.005 inch.

b. Place firewall gasket (7), Part No. 841B675P001, over each igniter spacer (8), Part No. 841B676P001, and assemble two halves of firewall (see Detail C).

c. Loosely install 11 bolts (6) and washers securing firewall to mounting ring and 6 screws (5) at each firewall joint. Using one screw (5), attach bonding jumper from zone 2 cooling shut-off valve to LH firewall joint. Check that firewall fits properly, especially at the igniter boss spacers. Tighten bolts and screws.

g. Enlever les deux vis (4), les rondelles et les écrous de la ferrure de la cloison pare-feu supportant la conduite de la vanne d'arrêt d'air de refroidissement de la zone 2, sur le côté supérieur gauche (voir détail B).

h. Enlever les six vis (5) à chacun des deux joints de cloison pare-feu.

i. Enlever les 11 boulons (6) et les rondelles fixant la cloison pare-feu à l'anneau de fixation. Enlever les deux moitiés de la cloison pare-feu.

j. Enlever le joint plat (7) situé entre chaque rondelle d'écartement de bossage de bougie (8) et la cloison pare-feu.

34. **Pose de la cloison pare-feu réacteur.** Procéder comme suit (voir figure 2-4) :

a. Vérifier que la bride de la cloison pare-feu, qui s'appuie contre le joint sur la cloison à FS 314.00, n'est pas déformée.

NOTA

1. Une cloison pare-feu déformée n'assure pas une bonne étanchéisation entre les zones 1 et 2.

2. Quand le réacteur et la section arrière sont installés dans la cellule, le dégagement entre le joint à FS 314.00 et la cloison pare-feu réacteur doit être inférieur à 0.005 po.

b. Placer un joint plat de cloison pare-feu (7), n° de pièce 841B675P001, sur chaque rondelle d'écartement de bossage de bougie (8), n° de pièce 841B676P001, et assembler les deux moitiés de la cloison pare-feu (voir détail C).

c. Poser, sans les serrer, les 11 boulons (6) et les rondelles fixant la cloison pare-feu à l'anneau de fixation et 6 vis (5) à chaque joint de cloison pare-feu. Avec une des vis (5), attacher un cavalier entre la vanne d'arrêt de refroidissement de la zone 2 et le joint de cloison pare-feu gauche. Vérifier que la cloison pare-feu s'ajuste bien, en particulier aux rondelles d'écartement de bossage de bougie. Serrer les boulons et les vis.

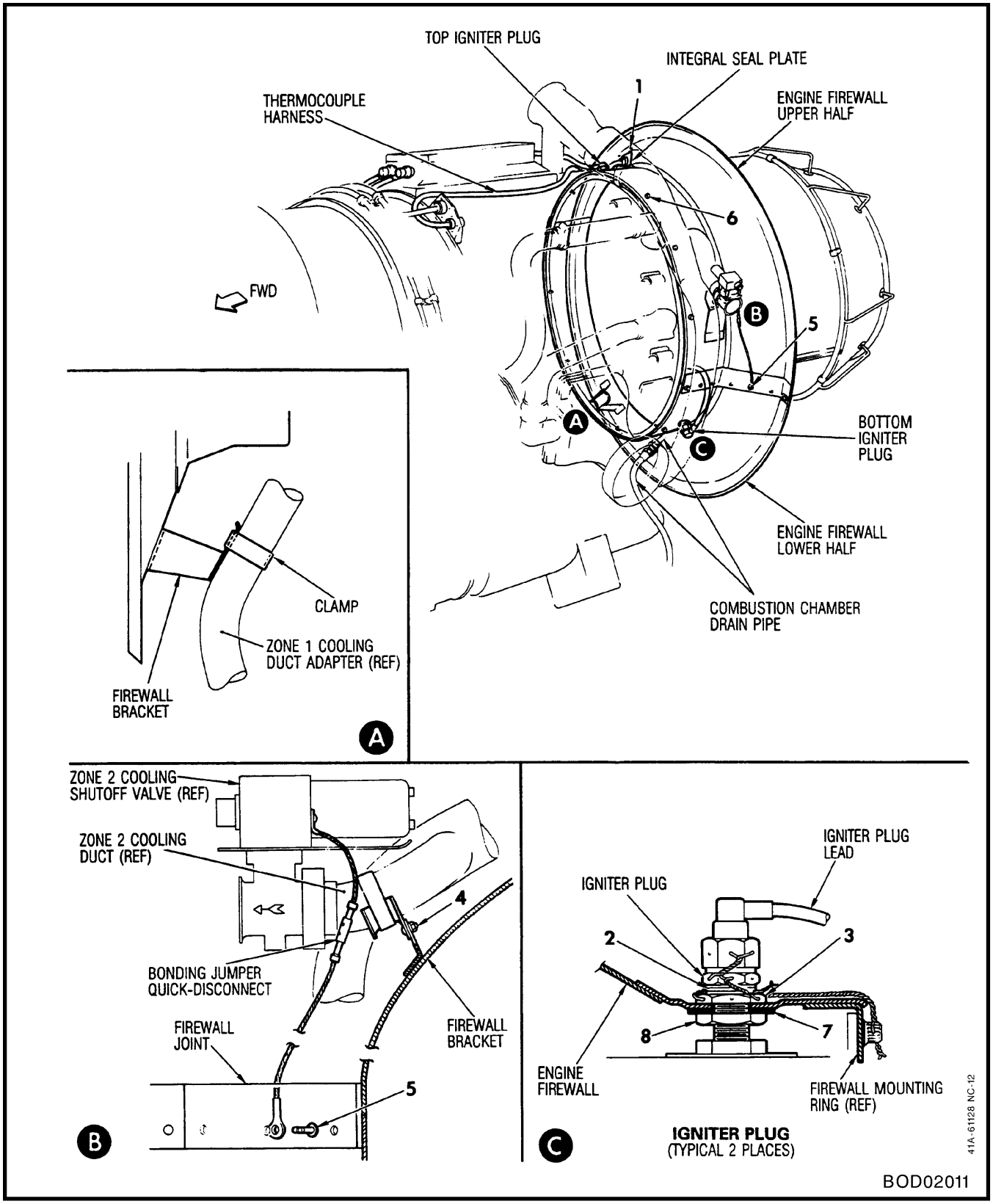


Figure 2-4 Removal and Installation of Engine Firewall

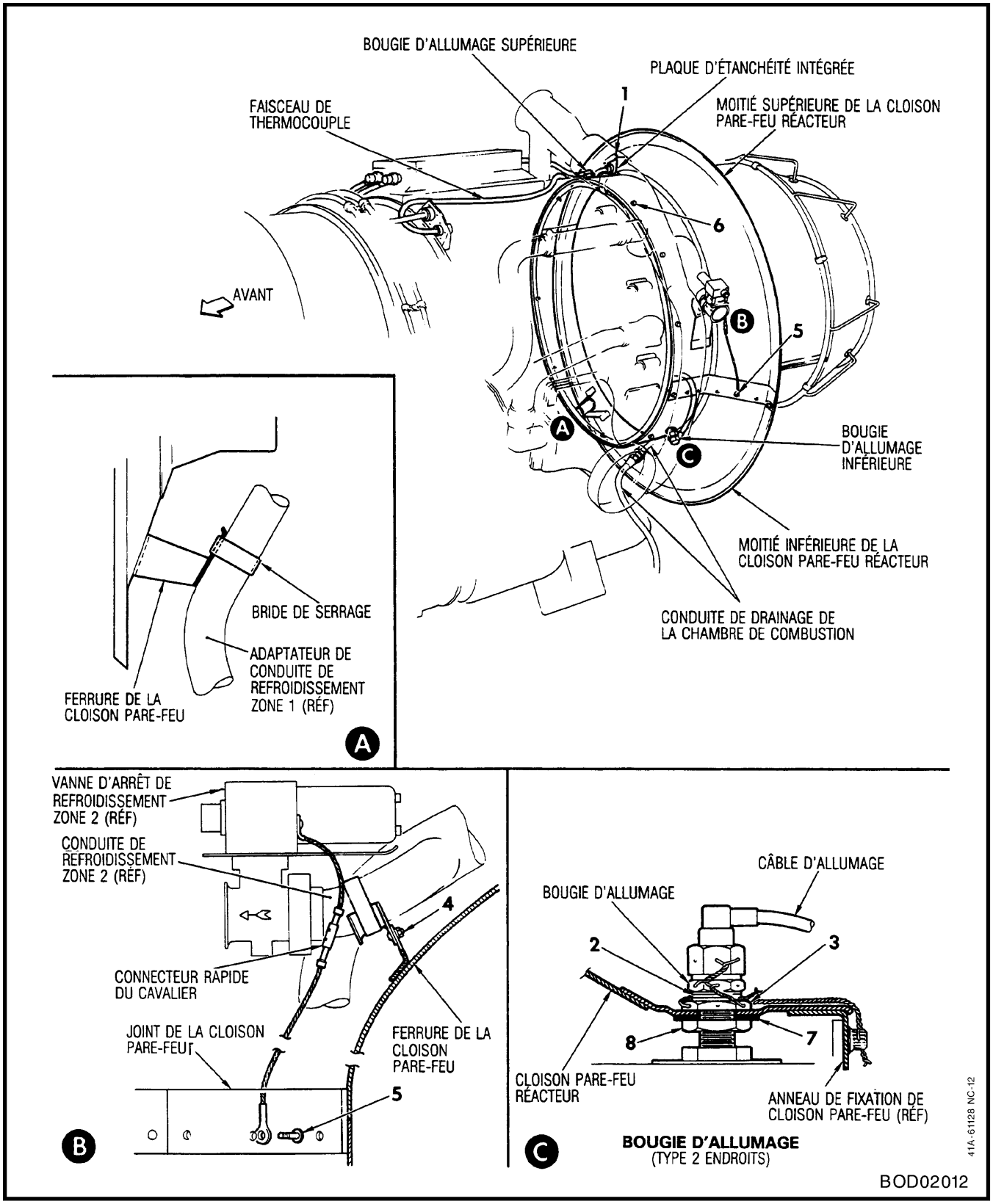


Figure 2-4 Dépose et pose de la cloison pare-feu

CAUTION

Ensure that igniter boss spacer (8), Part No. 841B676P001, and gasket (7), Part No. 841B675P001, are adjusted to contact the underside of the firewall before tightening the fire seal nuts (3), Part No. 841B677P001, on the upper side of the firewall (see Detail C).

d. Install fire seal top nut (3), Part No. 841B677P001, one per igniter boss, and torque to a value between 11.86 and 14.69 N•m (105 and 130 in•lb). Lockwire the seal nuts with 0.081 cm (0.032 in.) diameter Inconel wire.

CAUTION

When applying torque to the top seal nuts (3), avoid local distortion of the firewall material.

e. Connect combustion chamber drain pipe to fitting on lower half of firewall.

f. Install clamp securing zone 1 cooling duct adapter to firewall bracket at right-hand lower side (see Detail A).

g. Install two screws (4), washers and nuts securing zone 2 cooling air shut-off valve duct to firewall bracket at left-hand upper side (see Detail B).

h. Install igniter plugs and leads in accordance with C-14-165-000/MF-000. Lockwire igniter assembly with 0.08 cm (0.032 in.) diameter Inconel wire.

i. Pass thermocouple harness through firewall opening and attach integral seal plate to firewall with four screws (1), washers and nuts. Connect lead to receptacle and install clamps. For complete information on the removal and installation of the thermocouple harness, see C-14-165-000/MF-000.

ATTENTION

S'assurer que la rondelle d'écartement de bossage de bougie (8), n° de pièce 841B676P001, et le joint plat (7), n° de pièce 841B675P001, sont ajustés pour faire contact avec le dessous de la cloison pare-feu avant de serrer les écrous du joint ignifuge (3), n° de pièce 841B677P001, sur le dessus de la cloison pare-feu (voir détail C).

d. Poser un écrou supérieur du joint ignifuge (3), n° de pièce 841B677P001, un par bossage de bougie, et serrer entre 11.86 et 14.69 N•m (105 et 130 po•lb). Freiner les écrous du joint avec un fil en Inconel de 0.081 cm (0.032 po) de diamètre.

ATTENTION

Lors du serrage des écrous supérieurs du joint (3), éviter de déformer localement le matériau de la cloison pare-feu.

e. Brancher le tuyau de drainage de la chambre de combustion au raccord sur la moitié inférieure de la cloison pare-feu.

f. Poser le collier fixant l'adaptateur de la conduite de refroidissement de la zone 1 à la ferrure de cloison pare-feu, sur le côté inférieur droit (voir détail A).

g. Poser les deux vis (4), les rondelles et les écrous fixant la conduite de la vanne d'arrêt d'air de refroidissement de la zone 2 à la ferrure de cloison pare-feu, sur le côté supérieur gauche (voir détail B).

h. Poser les bougies et les câbles d'allumage, conformément à C-14-165-000/MF-000. Freiner le dispositif d'allumage avec un fil en Inconel de 0.08 cm (0.032 po) de diamètre.

i. Passer le faisceau de thermocouple par l'ouverture de la cloison pare-feu, et fixer la plaque d'étanchéité intégrée à la cloison pare-feu avec les quatre vis (1), les rondelles et les écrous. Brancher le fil à la prise et poser les colliers. Pour plus de renseignements sur la dépose et la pose du faisceau de thermocouple, voir C-14-165-000/MF-000.

AIR INDUCTION SYSTEM

GENERAL

35. The engine air induction system consists of two intake duct fairings, a branched honeycomb duct assembly, a fixed intake duct and an engine air intake adapter.

AIR INTAKE DUCT FAIRINGS

36. The air intake duct fairings provide aerodynamic fairing to the inlet portions of the honeycomb duct. The forward assembly of the fairing serves as a boundary layer deflector preventing turbulent air from entering the intake duct. The entire structure consists of 24S aluminium alloy Alclad and is attached to the fuselage forward of the wing front spar. A nose cap casting bolted to the fuselage forms a fairing leading edge for the honeycomb duct to which the forward end of the duct is attached with of bolts.

37. For the removal and installation of air intake duct fairings, see C-12-114-0A0/MF-001.

HONEYCOMB DUCT ASSEMBLY

38. The honeycomb duct assembly is installed in the fuselage between FS 203 and FS 257. The assembly, consisting of two ducts, is made from a nylon phenolic glass fabric core wrapped with impregnated glass fabric tape. The forward ends of the honeycomb duct are bolted to the nose cap casting in the duct fairing. The aft ends of the honeycomb are bolted and sealed to a junction casting, forming a bifurcated duct. An aluminium alloy seal retainer is secured with screws to the aft end of the intake duct and a rubber, installed around the retainer, butts against the forward end of the engine air intake fixed duct.

39. All duct joints, where foreign matter could be trapped and later enter the engine causing damage, are sealed using sealant (see Figure 1-2, Item 2). For sealing information, see C-12-114-000/MN-000.

40. For the removal and installation of the intake honeycomb duct assembly, see C-12-114-0A0/MF-001.

CIRCUIT D'ENTRÉE D'AIR

GÉNÉRALITÉS

35. Le circuit d'entrée d'air du réacteur comprend deux carénages de manche d'entrée d'air, une manche à deux branches en nida, une manche d'entrée d'air fixe et un adaptateur d'entrée d'air réacteur.

CARÉNAGES DE MANCHE D'ENTRÉE D'AIR

36. Les carénages de manche d'entrée d'air donnent un profil aérodynamique aux éléments d'entrée de la manche en nida. La partie avant du carénage sert de déflecteur de couche limite, ce qui empêche l'entrée d'air turbulent dans la manche. La structure entière est en alliage d'aluminium 24S Alclad et est fixée au fuselage en avant du longeron avant de l'aile. Une pointe coulée est boulonnée au fuselage et forme un bord d'attaque de carénage pour la manche en nida, dont l'extrémité avant est fixée à la pointe par des boulons.

37. Pour la dépose et la pose des carénages de manche d'entrée d'air, voir C-12-114-0A0/MF-001.

MANCHE EN NIDA

38. La manche en nida est montée dans le fuselage entre FS 203 et FS 257. La manche, qui comporte deux branches, est constituée d'une âme en tissu de verre de nylon phénolique enveloppée de ruban en tissu de verre imprégné. Les extrémités avant de la manche en nida sont boulonnées à la pointe coulée dans le carénage de manche. Les extrémités arrière de la manche en nida sont boulonnées et scellées à un raccord coulé formant l'embranchement de la manche. Un serre-joint en alliage d'aluminium est fixé par des vis à l'extrémité arrière de la manche d'entrée d'air et un caoutchouc, posé autour du serre-joint, s'appuie contre l'extrémité avant de la manche d'entrée d'air fixe du réacteur.

39. Pour éviter que des corps étrangers y soient emprisonnés et puissent ultérieurement pénétrer dans le réacteur et causer des dommages, tous les joints de la manche sont scellés au moyen d'un composé d'étanchéité (voir figure 1-2, article 2). Pour plus de renseignements sur l'étanchéisation, voir C-12-114-000/MN-000.

40. Pour la dépose et la pose de la manche d'entrée d'air en nida, voir C-12-114-0A0/MF-001.

AIR INTAKE FIXED DUCT

41. The air intake fixed duct is installed between the aft end of the honeycomb duct assembly and the forward end of the engine air intake adapter. The forward sealing ring, riveted to the main spar bulkhead at FS 257.07, is flared to receive the aft end of the honeycomb duct. The aft sealing ring, made of corrosion-resistant steel and riveted to the duct angle, receives the engine air intake adapter. Titanium web attaches the duct aft end to the firewall bulkhead at FS 277.75. The duct is made from aluminium alloy Alclad sheet and incorporates an access door for in situ inspection of the first stage of the engine compressor. The access door in the bottom of the duct is strapped in place. Two chain assemblies are installed on the door to retain the locking pip pins for the strap latches. Two chain assemblies are installed for retention of the access door during inspection procedures.

42. The fixed duct is riveted to the fuselage structure and is not readily removable.

ENGINE AIR INTAKE ADAPTER

43. The engine air intake adapter, bolted to the engine, is located in the fuselage between the end of the air intake fixed duct at FS 279 and the nose section of the engine at FS 290 (see Figure 2-5). The intake adapter is a corrosion-resistant steel welded duct with a fire-resistant seal installed on the forward end, which butts against the sealing ring on the air intake fixed duct. A flange ring, seam-welded to the aft end of the adapter, is bolted to the engine nose section. Two cone fittings for the temperature sensor (aspirator) assembly are spot-welded to the adapter right-hand side at FS 283. On the left-hand side at FS 284, a bracket assembly is seam-welded for installation of a now redundant air intake ice detector.

44. Two stiffener rings, seam-welded around the air intake adapter at FS 285 and reinforced with doublers, are used as attachments for the forward engine mount turnbuckle.

REMOVAL AND INSTALLATION OF ENGINE AIR INTAKE ADAPTER

45. **General**. For removal and installation of the engine air intake adapter, the engine shall first be removed from the fuselage (see Paragraph 97) and placed on a ground stand. The adapter shall be properly supported.

MANCHE D'ENTRÉE D'AIR FIXE

41. La manche d'entrée d'air fixe est montée entre l'extrémité arrière de la manche en nida et l'extrémité avant de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur. L'anneau d'étanchéité avant, riveté à la cloison du longeron principal à FS 257.07, est évasé de façon à recevoir l'extrémité arrière de la manche en nida. L'anneau d'étanchéité arrière, fait d'acier inox et riveté à l'angle de la manche, reçoit l'adaptateur d'entrée d'air réacteur. Une âme en titane relie l'extrémité arrière de la manche à la cloison pare-feu à FS 277.75. La manche est constituée d'une feuille en alliage d'aluminium Alclad et comporte une trappe d'accès pour inspection sur place du premier étage du compresseur du réacteur. La trappe d'accès dans le fond de la manche est fixée par des sangles. Deux jeux de chaînes, montés sur la trappe, retiennent les goupilles de verrouillage des sangles. Deux jeux de chaînes sont montés pour retenir la trappe d'accès pendant l'inspection.

42. La manche fixe est rivetée à la structure du fuselage et n'est donc pas amovible.

ADAPTATEUR D'ENTRÉE D'AIR RÉACTEUR

43. L'adaptateur d'entrée d'air réacteur, boulonné au réacteur, est situé dans le fuselage entre l'extrémité de la manche d'entrée d'air fixe à FS 279 et la section avant du réacteur à FS 290 (voir figure 2-5). L'adaptateur consiste en une manche soudée en acier inox portant sur son extrémité avant un joint ignifuge s'appuyant contre l'anneau d'étanchéité sur la manche d'entrée d'air fixe. Un anneau à rebord, soudé à la molette sur l'extrémité arrière de l'adaptateur, est boulonné à la section avant du réacteur. Deux raccords coniques pour le capteur de température (aspirateur) sont soudés par points sur le côté droit de l'adaptateur, à FS 283. Sur le côté gauche, à FS 284, une ferrure soudée à la molette est prévue pour la pose d'un détecteur de givrage d'entrée d'air, maintenant redondant.

44. Deux anneaux de raidissement renforcés, soudés à la molette autour de l'adaptateur d'entrée d'air à FS 285, sont utilisés pour la fixation du tendeur d'attache réacteur avant.

DÉPOSE ET POSE DE L'ADAPTATEUR D'ENTRÉE D'AIR RÉACTEUR

45. **Généralités.** Pour la dépose et la pose de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur, le réacteur doit d'abord être déposé du fuselage (voir paragraphe 97) et placé sur un support au sol. L'adaptateur doit être soutenu adéquatement.

46. **Removal of Air Intake Adapter**. Remove air intake adapter as follows (see Figure 2-5):

a. To provide better access to lower attachment bolts, remove hydraulic pump (see C-12-114-0B0/MF-001).

b. Disconnect aspirator tubes from adapter cones by loosening hose clamps (10).

c. Break lockwire and remove 11 bolts (1) attaching lower portion of intake adapter to engine front frame forward flange. Remove one retaining strip (2) and two retaining strips (3).

CAUTION

Do not slacken or remove the four red painted bolts (4) located approximately at the 4, 5, 7, and 8 o'clock positions. These bolts are used permanently for the alignment of the accessory drive gearbox and are not used to attach the adapter flange to the engine.

d. Remove 33 bolts (5), nuts, and washers that attach the upper portion of intake adapter to engine. Remove two retaining strips (6), five retaining strips (7) and one retaining strip (8). Remove intake adapter.

e. If required, remove engine forward mount turnbuckle.

47. **Installation of Air Intake Adapter**. Install air intake adapter as follows (see Figure 2-5):

a. Before installing air intake adapter, check that forward portion of adapter is not out of round and that seal, Part No. CAP1826, performs satisfactorily under an applied load (see C-12-114-000/MN-000).

46. **Dépose de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur.** Déposer l'adaptateur d'entrée d'air comme suit (voir figure 2-5) :

a. Pour faciliter l'accès aux boulons de fixation inférieurs, déposer la pompe hydraulique (voir C-12-114-0B0/MF-001).

b. Débrancher les tubes d'aspirateur des pointes d'adaptateur en desserrant les colliers des conduites (10).

c. Briser le fil à freiner et enlever les 11 boulons (1) fixant la partie inférieure de l'adaptateur d'entrée d'air à la bride avant du carter d'admission du réacteur. Enlever une bande de retenue (2) et deux bandes de retenue (3).

ATTENTION

Ne pas desserrer ou enlever les quatre boulons peints en rouge (4) situés à environ 4, 5, 7 et 8 heures. Ces boulons assurent l'alignement permanent du boîtier d'entraînement des accessoires et ne servent pas à fixer le rebord de l'adaptateur au réacteur.

d. Enlever les 33 boulons (5), les écrous et les rondelles fixant la partie supérieure de l'adaptateur d'entrée d'air au réacteur. Enlever deux bandes de retenue (6), cinq bandes de retenue (7) et une bande de retenue (8). Déposer l'adaptateur d'entrée d'air.

e. Au besoin, enlever le tendeur d'attache réacteur avant.

47. **Pose de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur.** Poser l'adaptateur d'entrée d'air comme suit (voir figure 2-5) :

a. Avant de poser l'adaptateur d'entrée d'air, vérifier que la partie avant de l'adaptateur n'est pas ovalisée et que le joint d'étanchéité, n° de pièce CAP1826, remplit bien sa fonction lorsqu'il est soumis à une charge (voir C-12-114-000/MN-000).

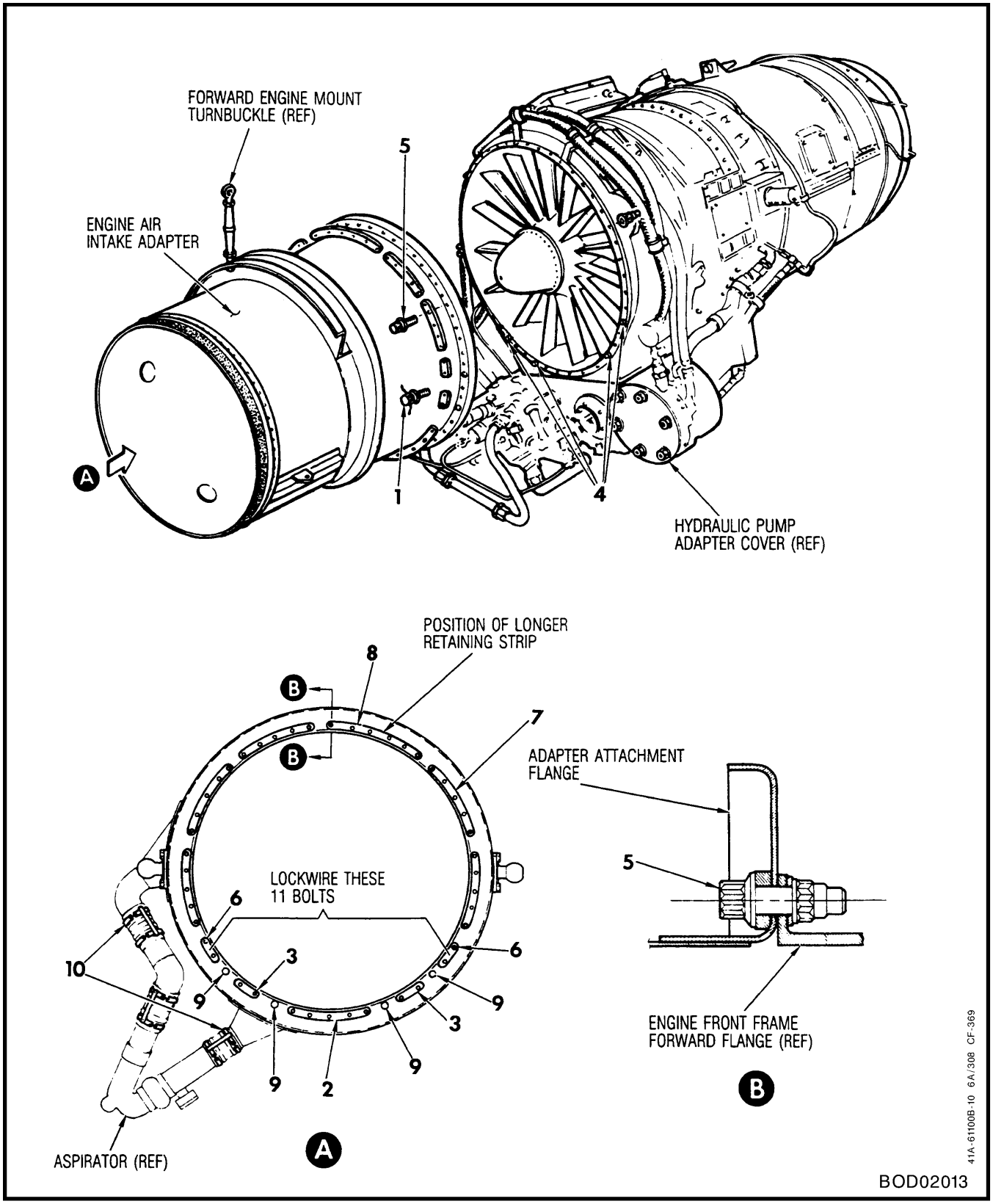


Figure 2-5 Removal and Installation of Engine Air Intake Adapter

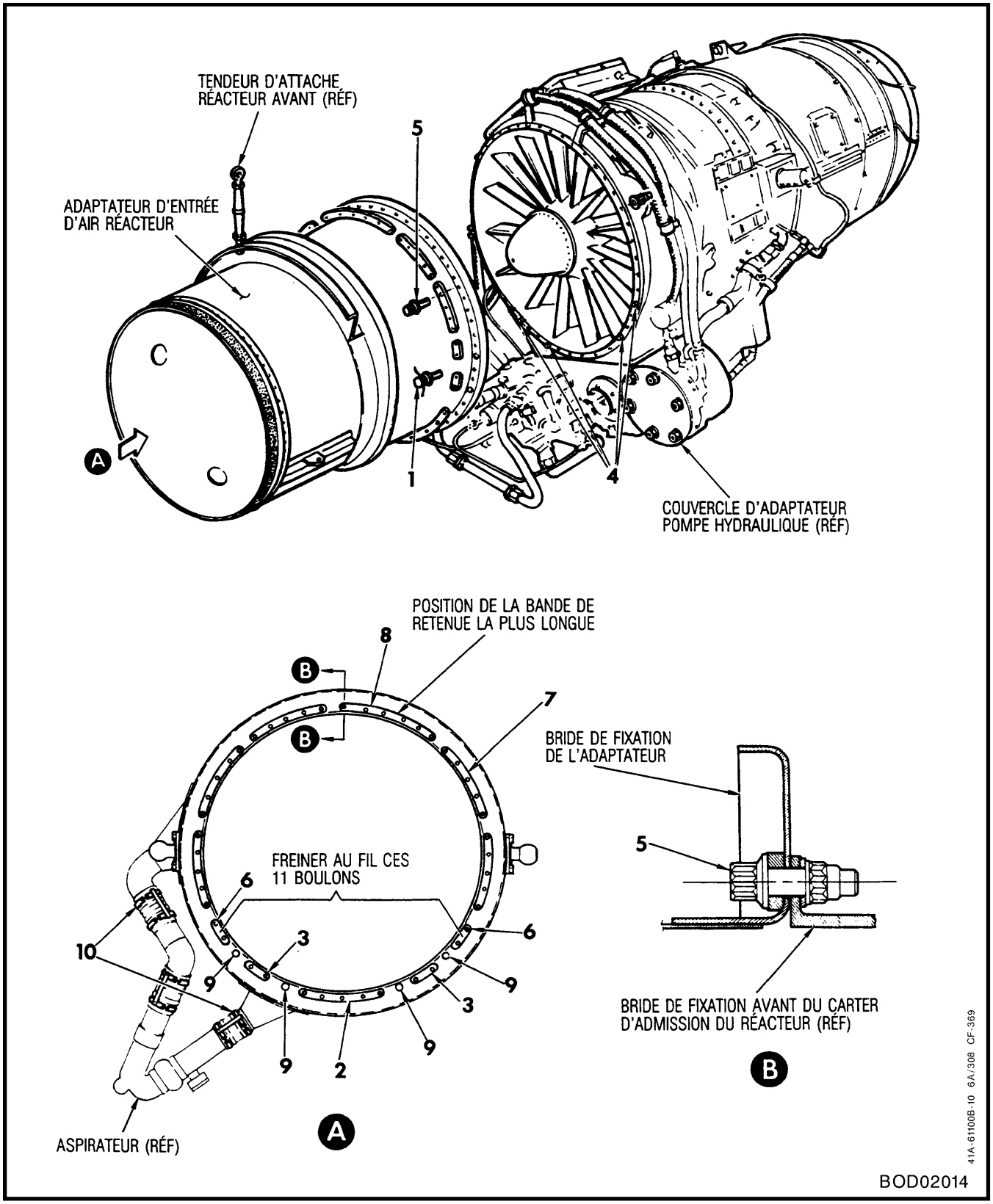


Figure 2-5 Dépose et pose de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur

CAUTION

These checks are essential to obtain correct alignment and sealing between the air intake adapter and the fixed duct. The entry of foreign matter into the air intake can result in serious damage to the engine.

b. Position intake adapter on engine front frame forward flange so that the four large holes (9) in adapter flange coincide with the four red painted bolts (4) permanently installed through the engine gearbox support.

c. Place two retaining strips (3), two retaining strips (6), five retaining strips (7), and one retaining strip (8) on forward face of adapter flange as shown in Figure 2-5 and install 33 bolts (5) (head forward), washers and nuts. Install six bolts (1). Do not torque bolts at this stage.

d. Place one retaining strip (2) at the bottom of flange and install five bolts (1) head forward.

e. Torque all bolts to standard torque value and lockwire lower 11 bolts in pairs, except for one group of 3 bolts, with lockwire (see Figure 1-2, Item 3).

NOTE

To facilitate lockwiring, torque lower 11 bolts within low and high limits so that wire holes in bolts align.

f. Connect aspirator tubes to intake adapter cones (see Paragraph 100, Step k).

g. Install hydraulic pump (see C-12-114-0B0/MF-001).

ATTENTION

Ces vérifications sont essentielles pour assurer le bon alignement et l'étanchéité entre l'adaptateur d'entrée d'air et la manche fixe. La pénétration de corps étrangers dans l'entrée d'air peut causer de graves dommages au réacteur.

b. Positionner l'adaptateur d'entrée d'air sur la bride avant du carter d'admission du réacteur, de sorte que les quatre grands trous (9) dans la bride de l'adaptateur coïncident avec les quatre boulons peints en rouge (4) posés de façon permanente dans le support du boîtier d'entraînement des accessoires du réacteur.

c. Placer deux bandes de retenue (3), deux bandes de retenue (6), cinq bandes de retenue (7) et une bande de retenue (8) sur la face avant du rebord de l'adaptateur, tel qu'illustré à la figure 2-5, et poser les 33 boulons (5) (têtes vers l'avant), les rondelles et les écrous. Poser six boulons (1). Ne pas serrer les boulons à cette étape.

d. Placer une bande de retenue (2) au bas du rebord et poser cinq boulons (1), la tête vers l'avant.

e. Serrer tous les boulons au couple standard et freiner les 11 boulons inférieurs par paires, à l'exception d'un groupe de 3 boulons, avec du fil à freiner (voir figure 1-2, article 3).

NOTA

Pour faciliter le freinage au fil, serrer les 11 boulons inférieurs entre les limites inférieures et supérieures, de façon que les trous du fil dans les boulons soient alignés.

f. Brancher les tubes d'aspirateur aux pointes de l'adaptateur d'entrée d'air (voir paragraphe 100, étape k).

g. Installer la pompe hydraulique (voir C-12-114-0B0/MF-001).

BLEED AIR SYSTEMS

GENERAL

48. Air enters the engine through the front frame annulus. Variable inlet guide vanes in the annulus direct the air flow to the compressor in the direction required for optimum compressor air flow. Some of this air is bled at various stages of compression, routed through passages in the engine, and exits through the bleed air outlet ducts.

49. The eight-stage compressor discharge air is bled through the engine main frame ports and delivered by bleed air ducts to supply the following engine and airframe systems:

a. Engine systems:

(1) Anti-icing air.

(2) Aspirator air.

(3) Engine main bearing seal pressurizing air.

(4) Turbine cooling air.

(5) Compressor interstage air.

b. Airframe systems:

(1) Cockpit air conditioning and pressurizing air.

(2) Hydraulic system air.

(3) Canopy and anti-G suit.

(4) Zone 1 and zone 2 cooling.

(5) Auxiliary fuel system air.

50. For information on the engine bleed air systems, see C-14-165-000/MF-000. For information on the air conditioning and pressurizing systems, see C-12-114-0C0/MF-001.

COMPRESSOR BLEED OVERBOARD DUCTS

51. On either side of the engine, on the horizontal centreline, a compressor interstage bleed air overboard, bifurcated duct is installed. Into this duct flows the bleed air from the compressor interstage valves and, via a connecting pipe, the eighth-stage

CIRCUITS D'AIR DE PRÉLÈVEMENT

GÉNÉRALITÉS

48. L'air pénètre dans le réacteur par la couronne du carter d'admission. Les aubes directrices d'entrée à calage variable dans la couronne dirige l'air vers le compresseur, dans le sens voulu pour assurer un débit d'air optimal dans le compresseur. Une partie de cet air est prélevée à différents étages du compresseur, traverse des passages dans le réacteur et est évacué par les conduites de sortie d'air de prélèvement.

49. L'air prélevé sur le compresseur à huit étages sort par les orifices du carter principal du réacteur et est acheminé, par les conduites d'air de prélèvement, aux circuits réacteur et avion suivants :

a. Circuits réacteur :

(1) Air d'antigivrage.

(2) Air d'aspirateur.

(3) Air de pressurisation du joint de palier principal du réacteur.

(4) Air de refroidissement de turbine.

(5) Air inter-étages compresseur.

b. Circuits avion :

(1) Air de conditionnement et de pressurisation du poste de pilotage.

(2) Air du circuit hydraulique.

(3) Verrière et combinaison anti-G.

(4) Refroidissement zones 1 et 2.

(5) Air du circuit carburant auxiliaire.

50. Pour plus de renseignements sur les circuits d'air de prélèvement réacteur, voir C-14-165-000/MF-000. Pour plus de renseignements sur les circuits de conditionnement d'air et de pressurisation, voir C-12-114-0C0/MF-001.

CONDUITES DE DÉCHARGE DE PRÉLÈVEMENT COMPRESSEUR

51. De chaque côté du réacteur, sur l'axe horizontal, une conduite à deux branches assure la décharge de l'air de prélèvement inter-étages compresseur. Cette conduite reçoit l'air prélevé par les vannes inter-étages du compresseur et, via un tuyau de

seal leakage air. The duct, made from aluminum alloy casting, is attached to the engine with four bolts, about 15.24 cm (6.0 in.) forward of the main engine mounting trunnions.

52. The eighth-stage seal leakage air ducting consists of two elbows and a connecting pipe. One elbow is attached to the forward face of the interstage bleed duct casting with four bolts and the other elbow, covering the seal pressure relief poppet valve, is attached to the engine main frame, above the engine mounting trunnions, with four fillister-head screws and is lockwired. The flexible pipe, fastened with clamps, connects the two elbows. A spacer and gaskets are installed between the RH elbow and the engine main frame to provide clearance between the compressor bleed overboard duct and the Variable Geometry (VG) feedback line on the engine.

BLEED AIR FOR POWER PLANT COOLING

53. To operate zone 1 and starter/generator cooling jet pumps, bleed air is drawn from the compressor eighth-stage port situated on the right-hand side of the engine main frame. The bleed air is discharged through an adapter duct, bolted to the engine frame, into the zone cooling ducts (see Figure 2-6). Bleed air, which operates zone 2 ground cooling jet pumps, is supplied through a duct branching off from the air conditioning system (see Figure 2-6).

COOLING SYSTEM

GENERAL

54. The power plant is divided into two zones for cooling purposes. Zone 1 cooling, located between the firewall bulkhead at FS 277.75 and the firewall bulkhead at FS 314 together with the engine firewall, contains the compressor, starter/generator and accessory sections of the engine. Zone 2 cooling is aft of the firewall bulkhead at FS 314 and includes the combustor, turbine and exhaust sections of the power plant (see Figure 2-6).

ZONE 1 COOLING

55. Zone 1 is cooled by means of an engine bleed air-driven ejector pump (jet pump) installed on the right-hand side of the fuselage. Bleed air, from an opening in the engine main frame on the RH side of

raccordement, l'air s'échappant du joint du huitième étage. La conduite, en alliage d'aluminium moulé, est fixée au réacteur par quatre boulons, à environ 15.24 cm (6.0 po) en avant des tourillons d'attache réacteur principale.

52. La conduite d'air de fuite du joint du huitième étage est constituée de deux coudes et d'un tuyau de raccordement. Un coude est raccordé à la face avant de la conduite moulée de prélèvement inter-étages, par quatre boulons; l'autre coude, couvrant la soupape de surpression du joint, est raccordé au carter principal du réacteur, au-dessus des tourillons d'attache réacteur, par quatre vis à tête cylindrique bombée, et est freiné au fil. Le tuyau flexible, fixé par des colliers, relie les deux coudes. Une pièce d'écartement et des joints plats sont installés entre le coude droit et le carter principal du réacteur, pour assurer un dégagement entre la conduite de décharge de prélèvement compresseur et la conduite de rétroaction du calage variable sur le réacteur.

AIR DE PRÉLÈVEMENT POUR REFROIDISSEMENT DU GROUPE TURBORÉACTEUR

53. Pour faire fonctionner les pompes venturi de refroidissement de la zone 1 et de la génératrice-démarreur, l'air de prélèvement est soutiré par l'orifice du huitième étage du compresseur, situé sur le côté droit du carter principal du réacteur. L'air de prélèvement est déchargé via une conduite adaptateur, boulonnée au carter du réacteur, dans les conduites de refroidissement de zone (voir figure 2-6). L'air de prélèvement nécessaire au fonctionnement des pompes venturi de refroidissement au sol de la zone 2 est fourni par une conduite se branchant sur le circuit de conditionnement d'air (voir figure 2-6).

CIRCUIT DE REFROIDISSEMENT

GÉNÉRALITÉS

54. Le réacteur se divise en deux zones aux fins du refroidissement. La zone 1, située entre la cloison pare-feu à FS 277.75 et la cloison pare-feu à FS 314 et incluant la cloison pare-feu réacteur, contient le compresseur, la génératrice-démarreur et la section des accessoires réacteur. La zone 2, située à l'arrière de la cloison pare-feu à FS 314, comprend la chambre de combustion, la turbine et la section d'éjection du groupe turboréacteur (voir figure 2-6).

REFROIDISSEMENT DE LA ZONE 1

55. La zone 1 est refroidie par une pompe à éjecteur (pompe venturi) entraînée par l'air de prélèvement du réacteur et installée du côté droit du fuselage. L'air de prélèvement, provenant d'un orifice

the engine, is ducted to the Venturi-type ejector pump, creating a low-pressure region around the throat of the pump. Ambient air, drawn into the zone through louvers located in the engine lower access doors, circulates through the zone and is exhausted by the ejector pump at FS 297.5.

56. The starter/generator is also cooled by an ejector pump driven by bleed air derived from the zone 1 cooling duct passing beneath the engine. Cooling air is drawn into the generator from the lower part of zone 1 and is forced overboard by the ejector at FS 311.5 in the aft fuselage.

ZONE 2 COOLING

57. On the ground, zone 2 is cooled by means of ejector pumps (jet pumps) driven by engine bleed air conducted through a supply duct branching off from the air conditioning system. Ambient air is drawn into the zone through the annular gap between the aft section of the jetpipe and the rear fuselage at FS 461. This air is exhausted by two vertically mounted ejector pumps located at FS 324.75.

58. Operation of the ejector pumps is controlled by a shut-off valve in the bleed air supply duct. The valve is closed during engine start with engine speed below idle and, through the ground safety switch, during flight. In the event of a malfunction which might cause the shut-off valve to be open or partially open during flight, a warning light will illuminate on the master warning annunciator panel.

59. The operation of the bleed valve, which controls the zone 2 cooling ejector pumps, is indicated by illumination of windows in the annunciator panel, marked BLEED VALVE CLOSED and BLEED VALVE OPEN. The following are indications provided when the aircraft is on the ground:

a. Before engine start and below idle speed, the bleed valve is closed and BLEED VALVE CLOSED light illuminates.

b. At idle and above idle speeds, the bleed valve is open and both indication lights extinguish.

dans le carter principal sur le côté droit du réacteur, est envoyé à la pompe venturi, ce qui crée une basse pression autour de la zone d'étranglement de la pompe. L'air ambiant, aspiré dans cette zone par les persiennes des trappes d'accès inférieures du réacteur, traverse la zone et est évacué par la pompe venturi à FS 297.5.

56. La génératrice-démarreur est également refroidie par une pompe venturi entraînée par l'air de prélèvement dérivé de la conduite de refroidissement de la zone 1, qui passe sous les réacteurs. L'air de refroidissement est envoyé dans la génératrice à partir de la partie inférieure de la zone 1 et est déchargé à l'extérieur par l'éjecteur situé à FS 311.5 dans le fuselage arrière.

REFROIDISSEMENT DE LA ZONE 2

57. Au sol, la zone 2 est refroidie par des pompes à éjecteur (pompes venturi) entraînées par l'air de prélèvement du réacteur, via une conduite se branchant sur le circuit de conditionnement d'air. L'air ambiant envoyé dans la zone traverse l'espace annulaire entre la partie arrière de la tuyère et le fuselage arrière à FS 461. Cet air est déchargé par deux pompes venturi montées à la verticale à FS 324.75.

58. Le fonctionnement des pompes venturi est commandé par un robinet d'arrêt monté dans la conduite d'arrivée d'air de prélèvement. Le robinet est fermé pendant le démarrage réacteur avec régime en deçà du régime de ralenti. En vol, il est fermé par l'interrupteur de sécurité au sol. En cas d'anomalie de fonctionnement pouvant causer l'ouverture complète ou partielle du robinet pendant le vol, un voyant d'alarme s'allume sur le panneau annonciateur du système d'alarme principal.

59. Le fonctionnement de la vanne de prélèvement d'air, qui commande les pompes venturi de refroidissement de la zone 2, est indiqué par les voyants BLEED VALVE CLOSED et BLEED VALVE OPEN, sur le panneau annonciateur. Les indications fournies lorsque l'avion est au sol sont les suivantes :

a. Avant le démarrage réacteur et en deçà du régime de ralenti, la vanne de prélèvement est fermée et le voyant BLEED VALVE CLOSED est allumé.

b. Au régime de ralenti et au delà, la vanne de prélèvement est ouverte et les deux voyants sont éteints.

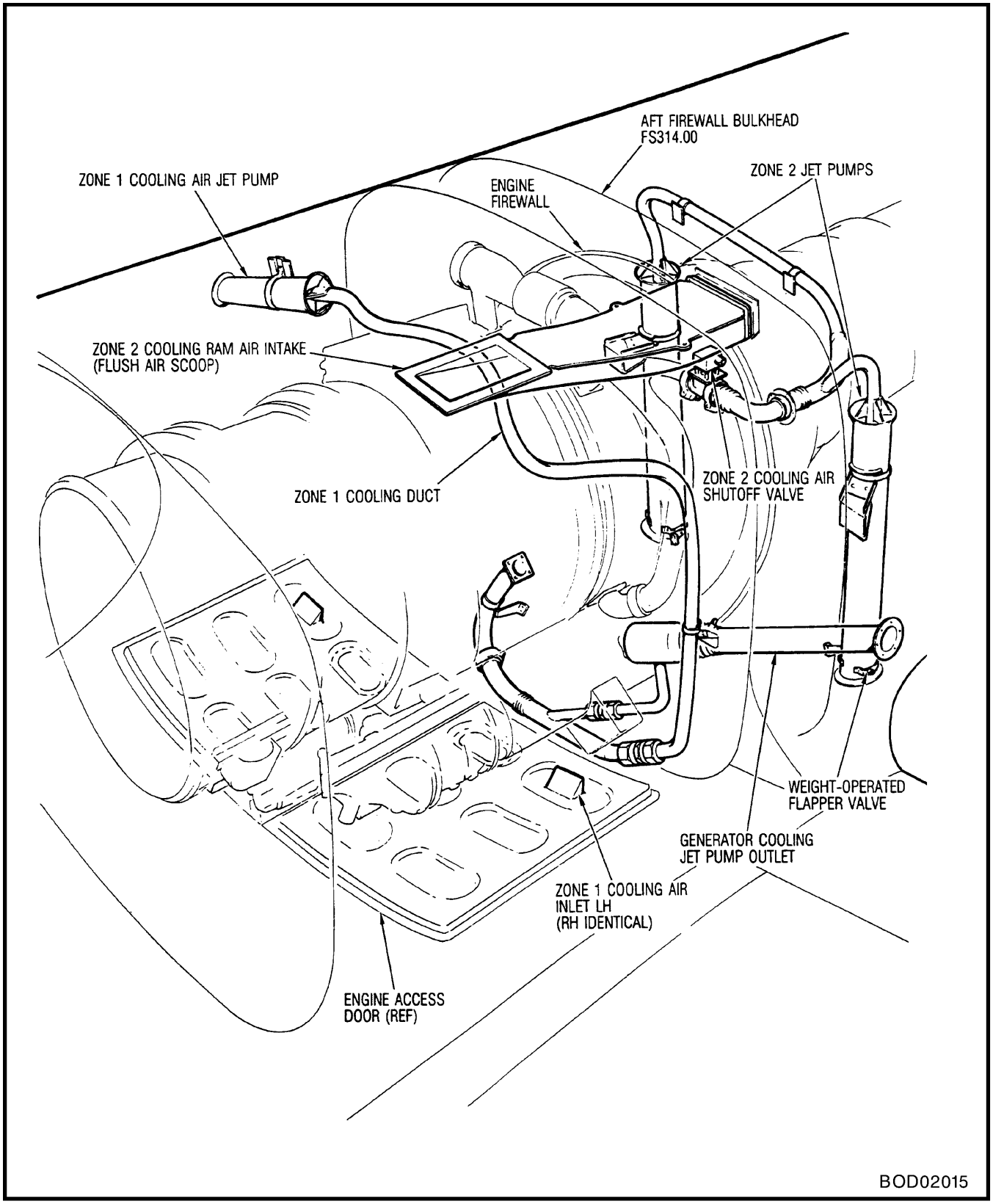


Figure 2-6 Power Plant Cooling System

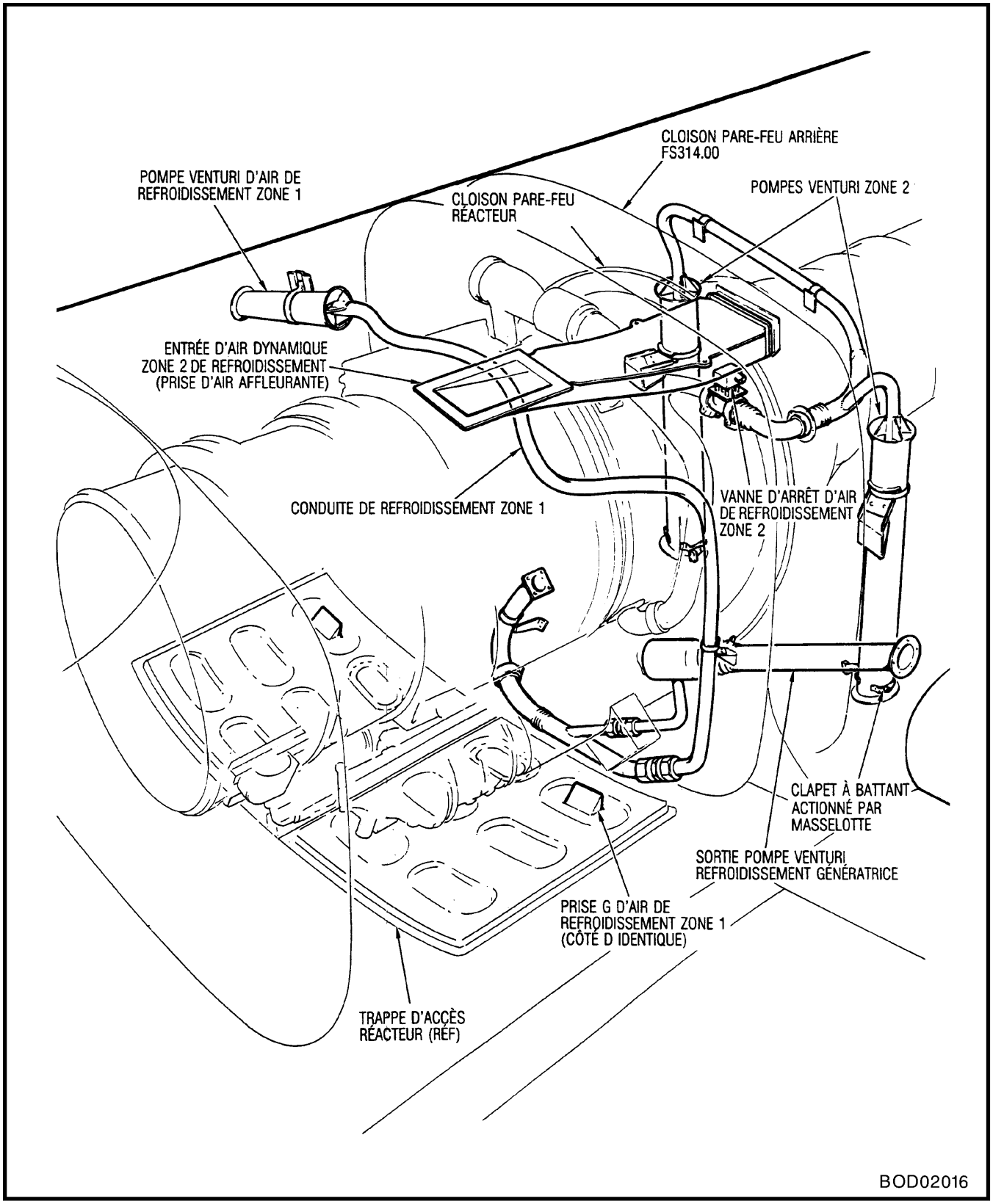


Figure 2-6 Circuit de refroidissement du groupe turboréacteur

c. Fifteen seconds after idle speed is reached, if the bleed valve is malfunctioning (in the closed position) BLEED VALVE CLOSED light illuminates and the MASTER CAUTION light flashes.

d. Until engine is shut down, both indication lights are extinguished.

60. In flight the bleed valve is closed and zone 2 is ram air cooled. Ambient air enters a flush air scoop located at the top of FS 300 and is ducted into the zone through and opening in the firewall bulkhead at FS 314. The air is exhausted through the annular gap between the jetpipe and the aft fuselage. In flight, the ejector pump exits are closed off by weight-operated flapper valves.

INDICATING SYSTEMS

GENERAL

61. Power plant indicating systems are provided for engine speed, exhaust gas temperature (EGT), oil pressure and fuel quantity. The annunciator panel adjacent to these indicators, on the centre instrument panel, has warning lights for low fuel pressure and quantity, high oil temperature and zone 2 cooling. Some aircraft are fitted with an Engine Life Monitor (ELM) on the RH console at FS 182. The ELM computes, records and displays a numerical measure of engine life based on engine speed cycling.

62. The LOW FUEL PRESS switch is operated to close contacts with a falling pressure of 82.74 ±3.34 kPa (12 ±0.5 psi). The LOW FUEL QUANT warning light illuminates when the amount of usable fuel remaining falls below a minimum of 172.37 kg (380 lb).

63. The high oil temperature switch is operated to close contacts with a rising temperature of 187 to 196 degrees C (369 to 385 degrees F). These switches will open on a falling temperature of not less than 176 degrees C (349 degrees F).

64. For the operation of the zone 2 cooling indicating system, see Paragraphs 58 to 60.

65. For further information on the engine instrument systems, see C-12-114-0E0/MF-001. For information on the annunciator panel warning circuits, see C-12-114-0C0/MF-001.

c. Quinze secondes après que le régime de ralenti est atteint, si la vanne de prélèvement fonctionne mal (position fermée), le voyant BLEED VALVE CLOSED s'allume et le voyant MASTER CAUTION clignote.

d. Les deux voyants annonciateurs restent éteints jusqu'à ce que le réacteur soit arrêté.

60. En vol, la vanne de prélèvement est fermée et la zone 2 est refroidie par de l'air dynamique. L'air ambiant pénètre par une prise d'air affleurante située au sommet du fuselage à FS 300 et est dirigé dans la zone par une ouverture dans la cloison pare-feu à FS 314. L'air est déchargé via l'espace annulaire entre la tuyère et le fuselage arrière. En vol, les sorties des pompes venturi sont fermées par des clapets à battant actionnés par masselottes.

CIRCUITS D'INDICATION

GÉNÉRALITÉS

61. Le groupe turboréacteur est pourvu de circuits d'indication pour le régime réacteur, la température des gaz d'éjection (EGT), la pression d'huile et la quantité carburant. Le panneau annonciateur adjacent aux indicateurs concernés, sur le tableau central, comporte des voyants d'alarme de pression basse et de niveau bas carburant, de température d'huile élevée, et de refroidissement zone 2. Certains avions sont équipés d'un contrôleur de durée de vie réacteur (ELM) sur la console droite, à FS 182. Le contrôleur calcule, enregistre et affiche une mesure numérique de la durée de vie du réacteur, basée sur les cycles de régime du réacteur.

62. Le contacteur LOW FUEL PRESS est actionné et ferme ses contacts lors d'une chute de pression de 82.74 ±3.34 kPa (12 ±0.5 lb/po^2). Le voyant d'alarme LOW FUEL QUANT s'allume lorsque la quantité de carburant utilisable restante descend sous un minimum de 172.37 kg (380 lb).

63. Le contacteur de température d'huile élevée est actionné et ferme ses contacts avec une hausse de température de 187 à 196 degrés C (de 369 à 385 degrés F). Les contacts s'ouvrent quand la température descend à pas moins de 176 degrés C au plus (349 degrés F).

64. Pour le fonctionnement du circuit d'indication de refroidissement zone 2, voir les paragraphes 58 à 60.

65. Pour plus de renseignements sur les circuits des instruments réacteur, voir C-12-114-0E0/MF-001. Pour plus de renseignements sur les circuits d'alarme du panneau annonciateur, voir C-12-114-0C0/MF-001.

ELECTRICAL INSTALLATION

66. For the routing of electrical wires, cable, etc, between various electrical components mounted on the engine and the engine firewall, see Figure 2-7. The engine electrical systems consists of the following:

a. Dual ignition system.

b. Exhaust gas thermocouples.

c. Engine anti-icing.

d. Starter/generator.

e. Tachometer generator.

f. Instrument transmitters.

g. Warning systems.

EXHAUST GAS TEMPERATURE THERMOCOUPLE HARNESS

67. The Exhaust Gas Temperature (EGT) thermocouple harness is mounted on the exhaust cone. Eight chromel-alumel thermocouples at two different immersion depths in the exhaust stream generate an average value of exhaust gas temperature which is transmitted to the aircraft indicating circuit through a two-pin harness connector. For information on the EGT indicating system and the checks that shall be performed after each engine change, see C-12-114-0E0/MF-001.

TACHOMETER GENERATOR

68. The tachometer generator is installed in a recessed well on the rear of the oil tank and is driven by the oil pump. The tachometer generator is a permanent-magnet motor-type with two poles and three field windings and it produces an electrical signal, proportional to engine speed, which is transmitted to a cockpit-mounted indicator. For further information on the tachometer generator indicating system, see C-12-114-0E0/MF-001.

CIRCUIT ÉLECTRIQUE

66. Pour le passage des fils et câbles électriques, etc, entre les différents éléments électriques montés sur le réacteur et sur la cloison pare-feu réacteur, voir figure 2-7. Les circuits électriques du réacteur comprennent les éléments suivants :

a. Circuit d’allumage double.

b. Thermocouples de gaz d’éjection.

c. Antigivrage réacteur.

d. Génératrice-démarreur.

e. Génératrice tachymétrique.

f. Transmetteurs d’instrument.

g. Circuits d’indication.

FAISCEAU DE THERMOCOUPLE DE TEMPÉRATURE DES GAZ D’ÉJECTION

67. Le faisceau de thermocouple de température des gaz d’éjection (EGT) est monté sur le cône d’éjection. Huit thermocouples en chromel-alumel, à deux profondeurs différentes dans le flux d’éjection, fournissent une valeur moyenne de température des gaz d’éjection qui est transmise au circuit d’indication de l’avion par un connecteur de faisceau à deux broches. Pour plus de renseignements sur le circuit d’indication EGT et sur les vérifications à effectuer après chaque remplacement de réacteur, voir C-12-114-0E0/MF-001.

GÉNÉRATRICE TACHYMÉTRIQUE

68. La génératrice tachymétrique est installée dans un logement encastré à l’arrière du réservoir d’huile et est entraînée par la pompe à huile. La génératrice tachymétrique est un moteur à aimant permanent à deux pôles et trois enroulements d’excitation. Elle produit un signal électrique, proportionnel au régime réacteur, qui est transmis à un indicateur monté dans le poste de pilotage. Pour plus de renseignements sur le circuit d’indication de la génératrice tachymétrique, voir C-12-114-0E0/MF-001.

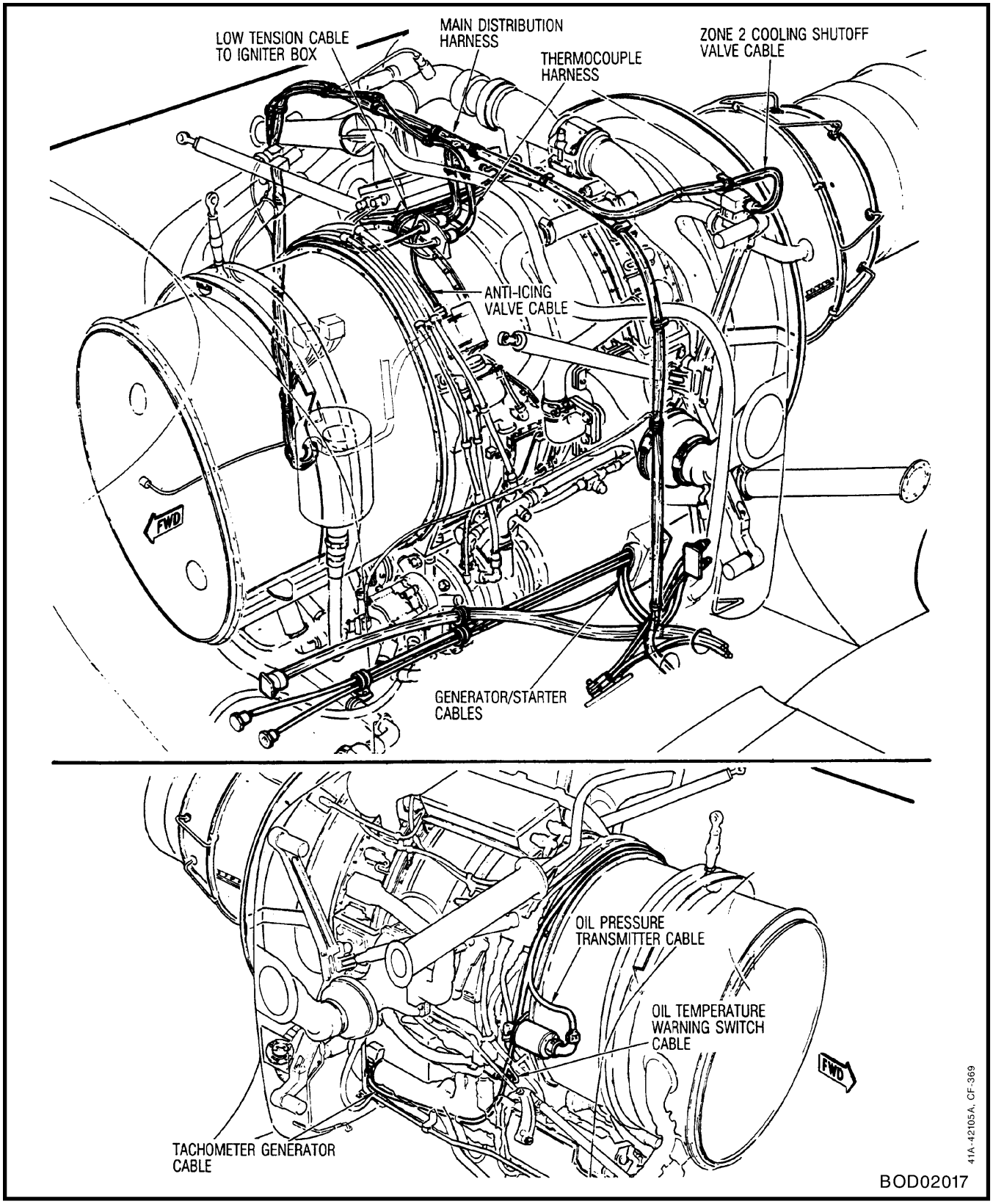


Figure 2-7 Power Plant Electrical Wire Routing

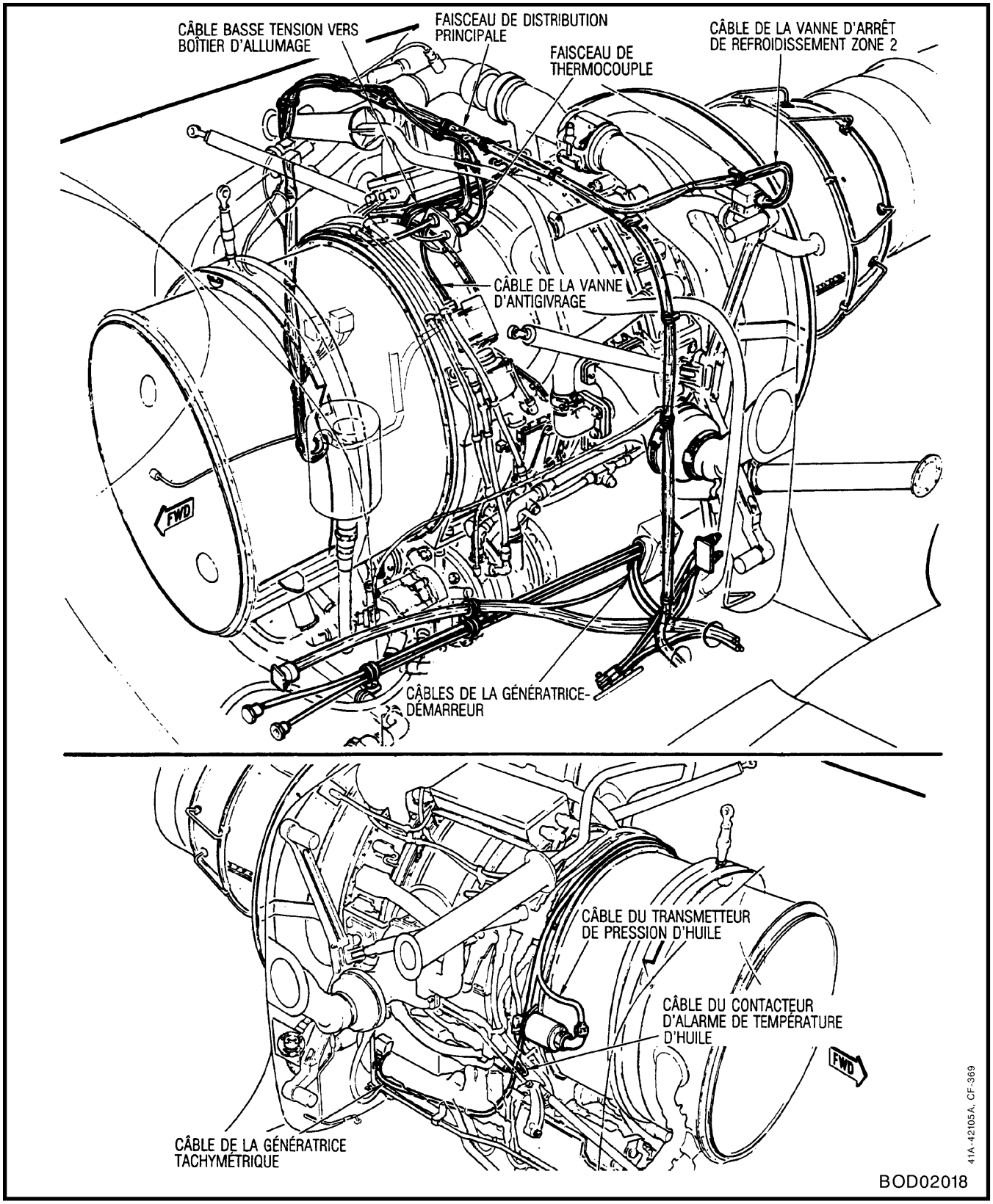


Figure 2-7 Câblage électrique du groupe turboréacteur

REMOVAL AND INSTALLATION OF TACHOMETER GENERATOR

69. **Removal of Tachometer Generator**. To remove the tachometer generator from the engine, proceed as follows:

a. Remove lockwire and disconnect electrical connector from tachometer generator.

b. Support tachometer generator. Use special wrench (C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 37) to gain access to and remove four attachment nuts.

c. Remove tachometer generator.

CAUTION

Do not overtorque attachment nuts as studs may pull, resulting in an engine change.

70. **Installation of Tachometer Generator**. To install the tachometer/generator, reverse the removal procedure. Lubricate shaft with grease (see Figure 1-2, Item 4). Using new gasket, position tachometer generator with electrical connector at 6 o'clock position and torque attachment nuts to a value between 5.65 and 7.91 N•m (50 and 70 in•lb). Connect electrical plug and lockwire with 0.050 cm (0.020 in.) diameter Inconel wire.

DÉPOSE ET POSE DE LA GÉNÉRATRICE TACHYMÉTRIQUE

69. **Dépose de la génératrice tachymétrique.** Pour déposer la génératrice tachymétrique du réacteur, procéder comme suit :

a. Enlever le fil-frein et débrancher le connecteur électrique de la génératrice tachymétrique.

b. Supporter la génératrice tachymétrique. Utiliser une clé spéciale (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 37) pour accéder aux quatre écrous de fixation et les enlever.

c. Déposer la génératrice tachymétrique.

ATTENTION

Ne pas trop serrer les écrous de fixation, sous peine d'arracher les goujons et de devoir remplacer le réacteur.

70. **Pose de la génératrice tachymétrique.** Pour poser la génératrice tachymétrique, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Lubrifier l'arbre avec de la graisse (voir figure 1-2, article 4). Avec un nouveau joint plat, positionner la génératrice tachymétrique avec le connecteur électrique à 6 heures et serrer les écrous de fixation entre 5.65 et 7.91 N•m (50 et 70 po•lb). Brancher la prise électrique et freiner avec du fil en Inconel de 0.050 cm (0.020 po) de diamètre.

EXHAUST SYSTEM

GENERAL

71. The power plant exhaust system consists of the engine exhaust section and jetpipe assembly. For information on the engine exhaust section, see C-14-165-000/MF-000. The jetpipe assembly, consisting of two sections, is attached to the conical casing flange of the engine exhaust section with a channel-band type clamp. When installed in the aft fuselage, the jetpipe is supported by two turnbuckle assemblies, one at the bottom and the other at the left-hand side at FS 413.34. Two suspension cables, bolted to the jetpipe and attached to the fuselage top longerons at FS 337, hold the jetpipe assembly in position when the clamp is removed and the aft fuselage is detached. Bolts and nuts used in the assembly of the jetpipe and supporting turnbuckles are of heat-resistant steel. Access to the jetpipe clamp and support turnbuckles is through panels in the aft fuselage.

CIRCUIT D'ÉJECTION

GÉNÉRALITÉS

71. Le circuit d'éjection du groupe turboréacteur comprend une section d'éjection réacteur et une tuyère. Pour plus de renseignements sur la section d'éjection réacteur, voir C-14-165-000/MF-000. La tuyère, constituée de deux parties, est attachée au rebord de carter conique de la section d'éjection réacteur par un collier profilé. Une fois installée dans le fuselage arrière, la tuyère est supportée par deux tendeurs, l'un au bas du fuselage et l'autre sur le côté gauche à FS 413.34. Deux câbles de suspension, boulonnés à la tuyère et fixés aux longerons supérieurs du fuselage à FS 337, retiennent la tuyère en position quand le collier est enlevé et que le fuselage arrière est détaché. Les boulons et les écrous utilisés pour l'assemblage de la tuyère et des tendeurs de support sont en acier thermo-résistant. On accède au collier et aux tendeurs de support de la tuyère par des panneaux dans le fuselage arrière.

JETPIPE ASSEMBLY

72. **General**. The jetpipe assembly, constructed of corrosion- and heat-resistant steel by butt-fusion and seam-welding, consists of forward and aft sections. The assembly is approximately 355.6 cm (140 in.) long, with an inside diameter of 35.56 cm (14 in.), except for the fixed area jet nozzle which at its aft end tapers down to about a 31.75 cm (12.5 in.) inside diameter. Insulating blankets cover the aft section of the jetpipe (see Figures 2-8 and 2-9).

73. **Jetpipe Forward Section**. The forward section of the jetpipe is a butt-welded tube with an attachment flange seam-welded to the forward end, and a channelled ring seam-welded to the aft end outer surfaces. A bellows-type connector, with 36 bolt holes drilled in each flanged end, is installed over the jetpipe. The two offset bolt holes, at the top of the bellows forward flange, are used to correctly position the bellows to the jetpipe forward section during assembly. A split ring of corrosion-resistant steel, drilled to match the aft flange of the bellows and the attachment flange of the jetpipe aft section, is installed in the channelled ring.

74. To prevent exhaust gas and fuel leakage into the fuselage, a special taper pin is used at top and bottom of the split ring. Backing ring segments are used at the forward flange of the bellows connection.

75. The split ring, permitted to slide in the channelled ring, transfers the axial load from the aft jetpipe to the forward jetpipe section. The flexible connection of the jetpipe sections allows for the fore and aft movement of the jetpipe aft section during temperature changes.

76. Four jetpipe clamp retainers, each consisting of a safety latch, latch bracket and quick-release pin, are screwed and bolted to the attachment flange, forward of the bellows. The latches are used as a safety device to prevent the jetpipe clamp from coming off in case of failure.

77. **Jetpipe Aft Section**. The jetpipe aft section is a butt-welded tube reinforced with seam-welded rings of hat-section and Z-section. At the forward end, a heavy-gauge attachment flange is drilled to mate with the bellows aft connection. The hat-section reinforcing ring is drilled in two places, left-hand side and bottom centreline, for the attachment of turnbuckle clevis fittings. The aft end of the pipe is tapered to form a fixed nozzle area at the end of

TUYÈRE

72. **Généralités.** La tuyère, fabriquée en acier inox et thermo-résistant assemblé par fusion bout à bout et soudé à la molette, se compose d'une partie avant et d'une partie arrière. L'ensemble mesure environ 355.6 cm (140 po) de long et a un diamètre intérieur de 35.56 cm (14 po), sauf pour la buse d'éjection à section fixe, dont la section à l'extrémité arrière diminue à un diamètre intérieur de 31.75 cm (12.5 po). Des matelas isolants couvrent la partie arrière de la tuyère (voir figures 2-8 et 2-9).

73. **Partie avant de la tuyère.** La partie avant de la tuyère est un tube soudé bout à bout, avec une bride de fixation soudée à la molette à l'extrémité avant et un anneau profilé soudé à la molette aux surfaces extérieures de l'extrémité arrière. Un raccord de type soufflet, percé de 36 trous de boulonnage dans chaque rebord d'extrémité, est monté par-dessus la tuyère. Les deux trous de boulonnage décalés, au sommet du rebord avant du soufflet, servent au positionnement du soufflet sur la partie avant de la tuyère pendant l'assemblage. Un anneau fendu, en acier inox, percé pour correspondre au rebord arrière du soufflet et à la bride de fixation de la partie arrière de la tuyère, est installé dans le collier profilé.

74. Pour prévenir les fuites de gaz d'éjection et de carburant dans le fuselage, une goupille conique spéciale est utilisée au sommet et au bas de l'anneau fendu. Sur le rebord avant du raccord soufflet, on utilise des segments d'anneau de renfort.

75. L'anneau fendu, qui peut glisser dans l'anneau profilé, transmet la charge axiale de la partie arrière à la partie avant de la tuyère. Le raccord flexible entre les deux parties de la tuyère permet le mouvement longitudinal de la partie arrière de la tuyère lors de variations de température.

76. Quatre dispositifs de retenue de collier de tuyère, comprenant chacun un verrou de sûreté, une ferrure de verrou et une goupille rapide, sont vissés et boulonnés à la bride de fixation, à l'avant du soufflet. Les verrous constituent un dispositif de sûreté empêchant le collier de la tuyère de se détacher en cas de rupture.

77. **Partie arrière de la tuyère.** La partie arrière de la tuyère est un tube soudé bout à bout, renforcé par des anneaux soudés à la molette, profilés en oméga et en Z. À l'extrémité avant, une bride fixation épaisse est percée pour correspondre à la partie arrière du raccord soufflet. L'anneau de renfort profilé en oméga est percé à deux endroits, soit sur le côté gauche et au bas dans l'axe, pour la fixation des ferrures en chape des tendeurs. L'extrémité arrière de la tuyère

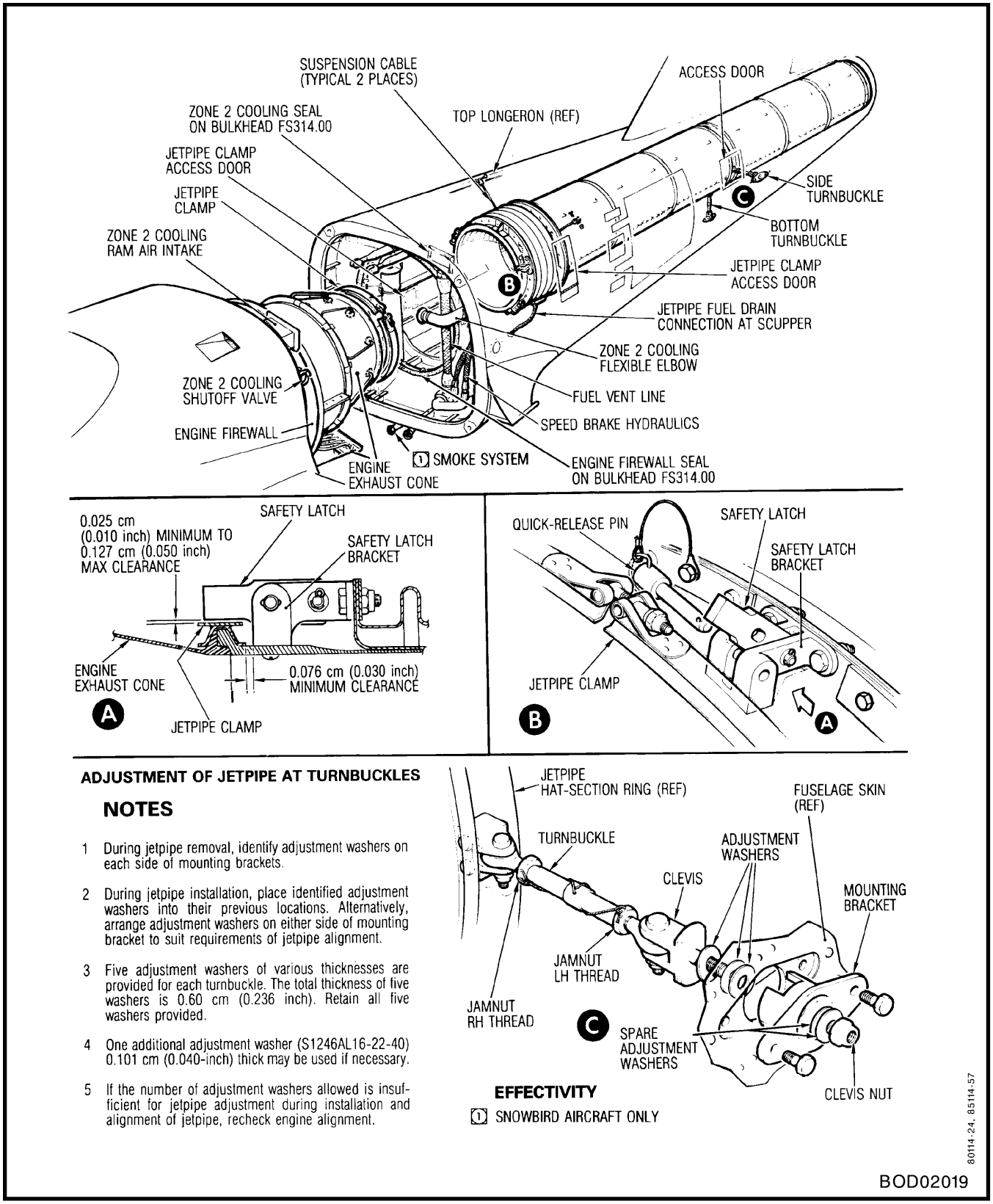


Figure 2-8 Removal and Installation of Jetpipe

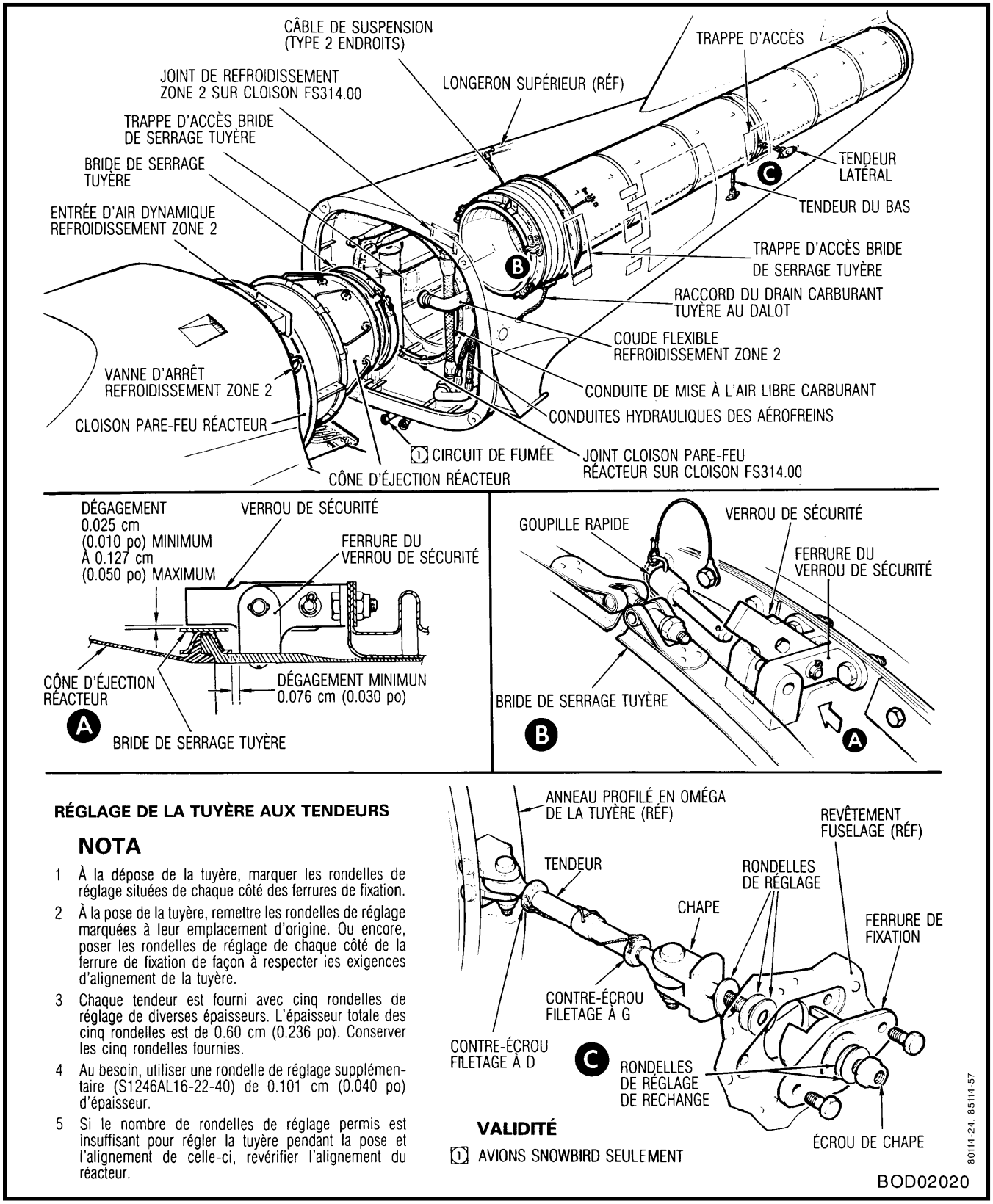


Figure 2-8 Dépose et pose de la tuyère

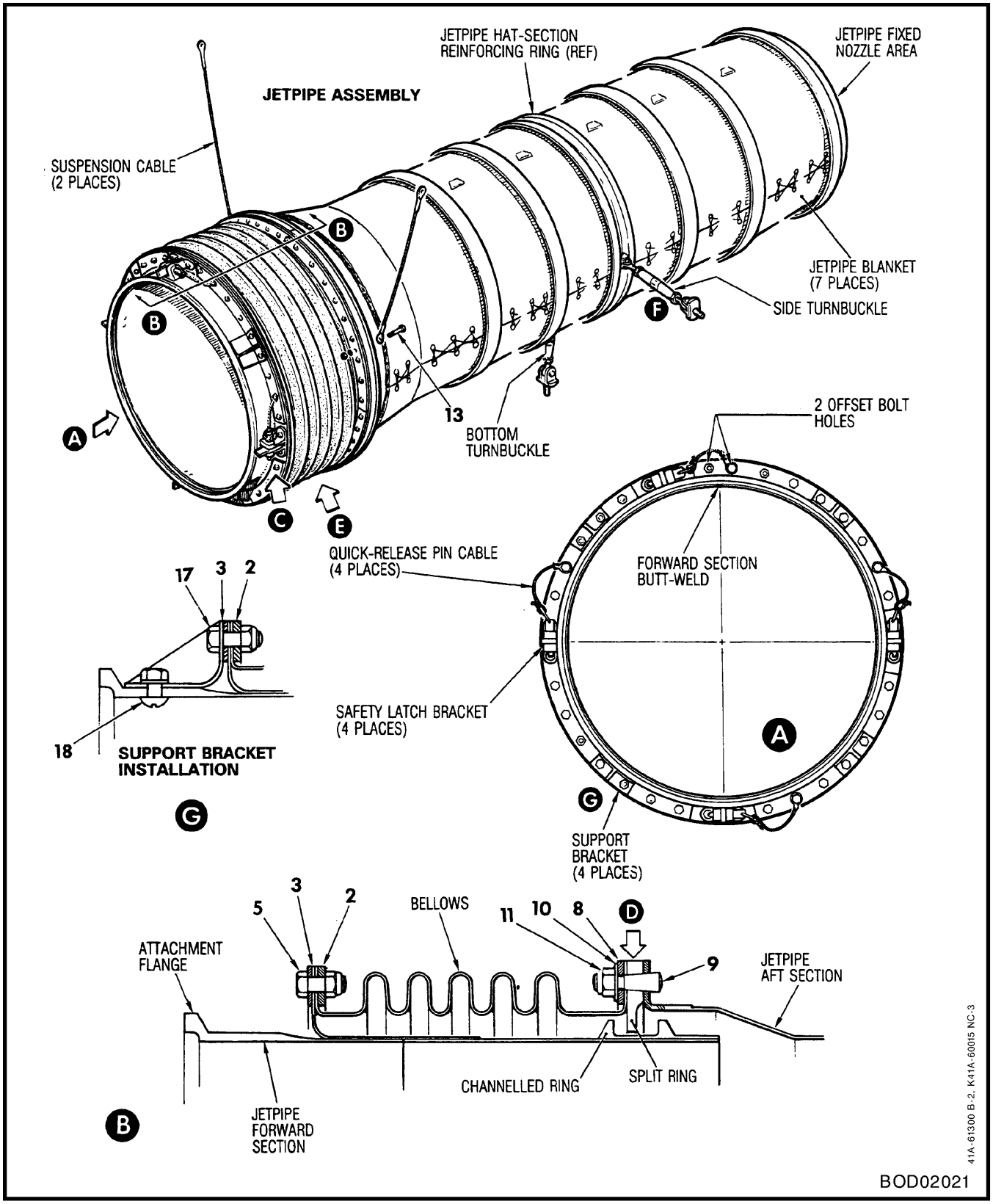


Figure 2-9 (Sheet 1 of 2) Jetpipe Build-up

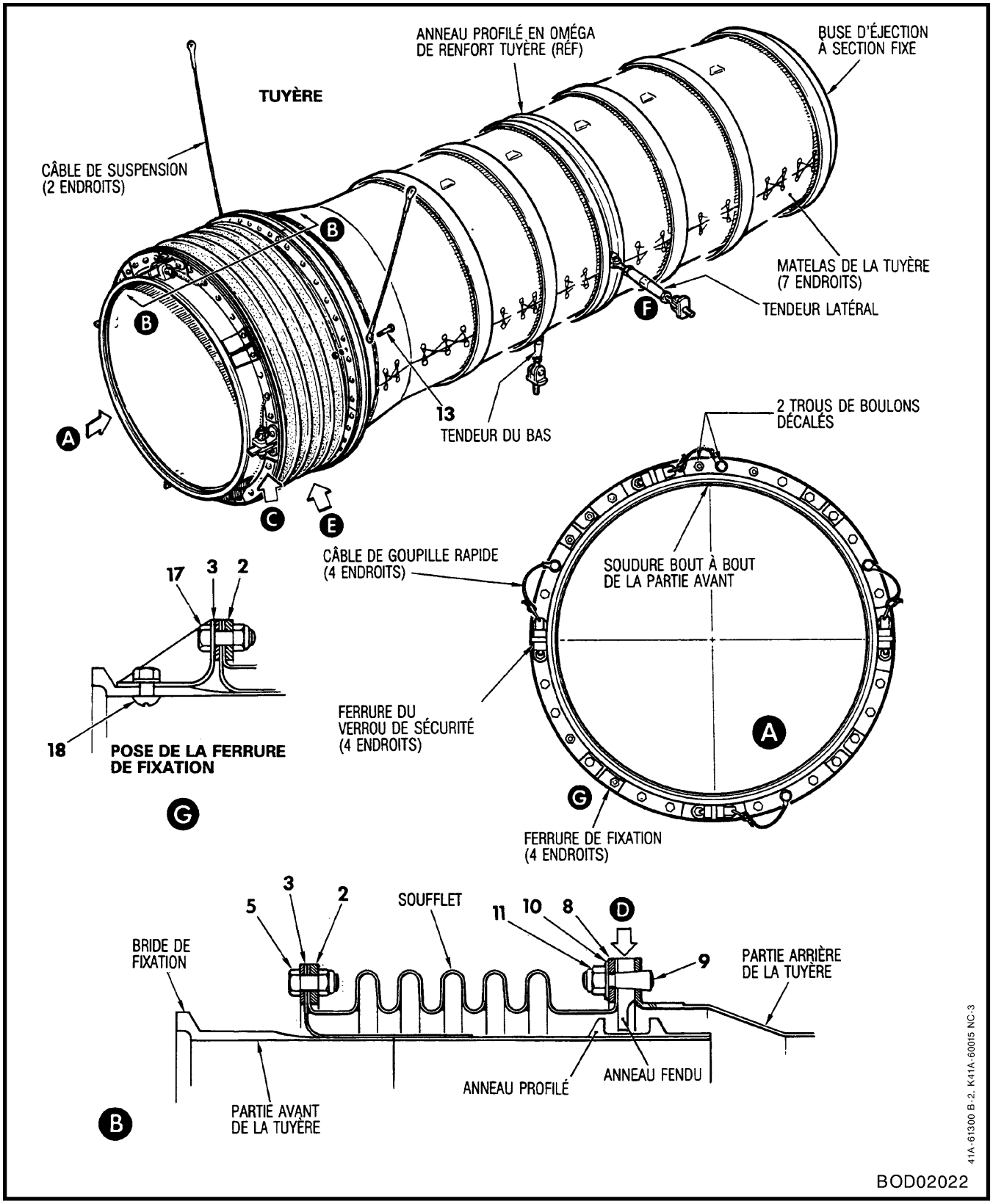


Figure 2-9 (feuille 1 de 2) Éléments de la tuyère

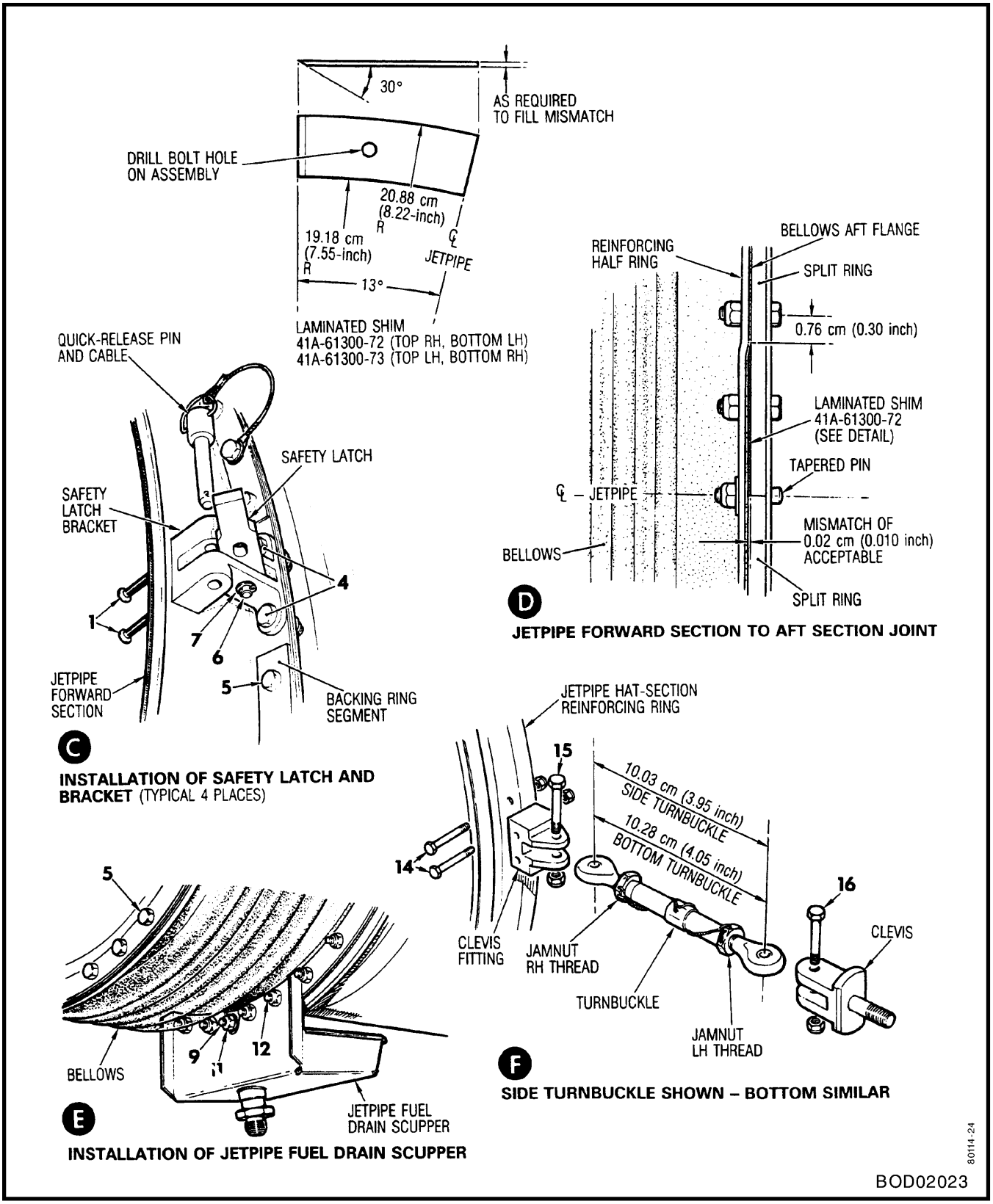


Figure 2-9 (Sheet 2 of 2) Jetpipe Build-up

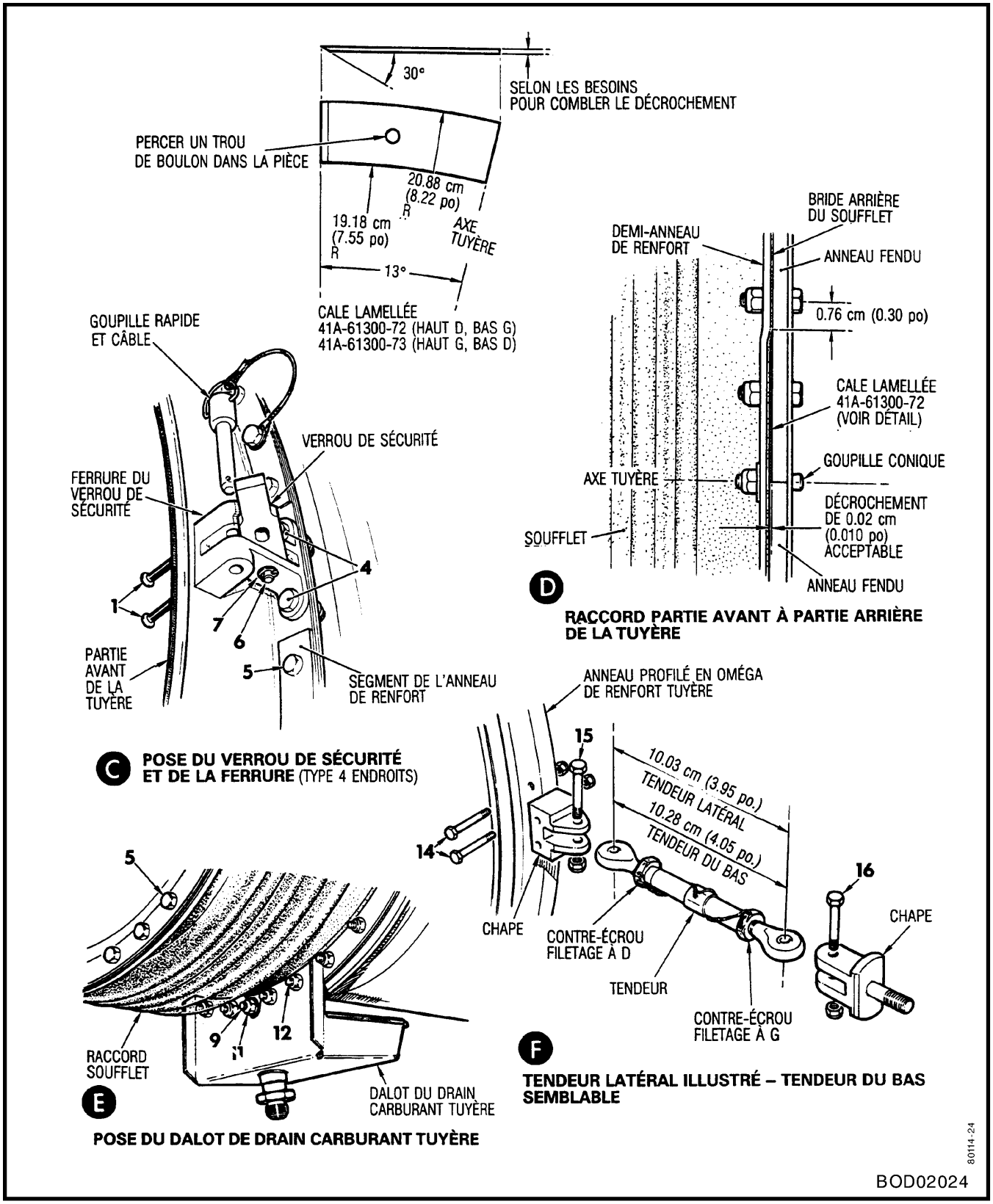


Figure 2-9 (feuille 2 de 2) Éléments de la tuyère

which restrictor segments, provided for the adjustment of Exhaust Gas Temperature (EGT), are attached to the inner surface with screws.

EXHAUST SYSTEM INSULATING BLANKETS

78. Insulating blankets are installed over the engine exhaust cone and over the entire length of the aft section of the jetpipe between the reinforcing rings. The blankets are made in the form of a sandwich consisting of inner and outer foils of weldable corrosion-resistant steel and layers of insulation material. Each insulating blanket is laced in position using corrosion-resistant steel wire (see Figures 2-10 and 2-11).

CAUTION

Handle insulating blankets carefully. Do not crush as this will reduce insulating qualities. Torn or damaged blanket foils shall be repaired prior to installation in the aircraft, in accordance with instructions contained in C-12-114-000/MN-000, Part 6.

REMOVAL AND INSTALLATION OF JETPIPE INSULATING BLANKETS

79. **Removal of Jetpipe Insulating Blankets**. Proceed as follows:

a. Place jetpipe on trestles, cut and then discard lacing wire.

CAUTION

Blanket linings, especially the inner foil, are vulnerable to cracking during handling. To prevent cracking of foil, extreme care shall be taken to avoid bending of blanket foils more than is necessary during the removal and inspection procedures.

b. Open blankets with extreme care, just enough to clear the pipe, and move away from pipe.

est conique et forme une buse d'éjection à section fixe à l'extrémité de laquelle des segments réducteurs, permettant le réglage de la température des gaz d'éjection (EGT), sont fixés à la surface intérieure par des vis.

MATELAS ISOLANTS DU CIRCUIT D'ÉJECTION

78. Des matelas isolants sont installés par-dessus le cône d'éjection du réacteur et sur toute la longueur de la partie arrière de la tuyère, entre les anneaux de renfort. Les matelas sont constitués de couches de matériau isolant en sandwich entre des feuilles, intérieure et extérieure, d'acier inox soudable. Chaque matelas isolant est lacé en position avec du fil en acier inox (voir les figures 2-10 et 2-11).

ATTENTION

Manipuler les matelas isolants avec soin. Ne pas les écraser, sous peine de dégrader leurs propriétés isolantes. Les feuilles de matelas déchirées ou endommagées doivent être réparées avant la pose de la tuyère dans l'avion, conformément aux instructions contenues dans C-12-114-000/MN-000, Partie 6.

DÉPOSE ET POSE DES MATELAS ISOLANTS DE LA TUYÈRE

79. **Dépose des matelas isolants de la tuyère.** Procéder comme suit :

a. Placer la tuyère sur des tréteaux, couper le fil de laçage et le mettre au rebut.

ATTENTION

La garniture des matelas, en particulier la feuille intérieure, est susceptible de craquer quand on la manipule. Pour éviter qu'elles ne craquent, faire bien attention de ne pas plier les couches du matelas plus que nécessaire pendant la dépose et l'inspection.

b. Écarter les matelas avec grand soin pour les dégager de la tuyère, puis les éloigner de la tuyère.

80. **Preparation of Jetpipe Insulating Blankets for Installation**. Proceed as follows (see Figure 2-10):

a. Examine blankets for defects, especially longitudinal (fore and aft) edges, and ensure that there are no breaks or faults where inner foil is curved down to make edge joint.

b. Place blanket on a canvas bonding sheet laid on a bench, with inner blanket foil facing upwards.

c. Mark off inner face of blanket every 10.16 cm (4.0 in.).

d. Lay a straight-edge on mark along a convolution and press down until straight edge rests on end blocks.

e. Raise end of canvas sheet, bending insulating blanket along straight edge.

f. Raise sheet only until a second crease starts to appear in blanket.

g. Repeat Steps d, e and f until blanket has been creased at each mark.

81. **Installation of Jetpipe Insulating Blankets**. Proceed as follows (see Figure 2-11):

a. Place jetpipe on trestles with longitudinal seam on top.

b. Place blanket on jetpipe so that vents are located in the down position.

CAUTION

Blanket linings, especially the inner foil, are vulnerable to cracking during handling. To prevent cracking of foil, extreme care shall be taken to avoid bending of blanket foils more than is necessary during installation.

c. Working both ways from centre, stroke blanket towards joining seam, working out air.

d. As soon as possible, place joining tool over centre pair of lacing buttons and slowly pull

80. **Préparation des matelas isolants pour la pose.** Procéder comme suit (voir figure 2-10) :

a. Examiner les matelas pour vérifier qu'ils ne présentent pas de défauts, en particulier sur les bords longitudinaux, et s'assurer qu'il n'y a ni rupture ni défaut là où la couche intérieure est rabattue pour former le joint de bordure.

b. Placer le matelas sur une toile de collage posée sur un banc, avec la couche intérieure du matelas vers le haut.

c. Marquer la face intérieure du matelas à tous les 10.16 cm (4.0 po).

d. Poser une règle droite sur la marque, le long d'une nervure, et appuyer jusqu'à ce que la règle appuie sur les blocs d'extrémité.

e. Lever l'extrémité de la toile, en pliant le matelas isolant le long de la règle.

f. Lever la toile seulement jusqu'à l'apparition d'un second pli dans le matelas.

g. Répéter les étapes d, e et f jusqu'à ce que le matelas ait un pli à chaque marque.

81. **Pose des matelas isolants de la tuyère.** Procéder comme suit (voir figure 2-11) :

a. Placer la tuyère sur des tréteaux avec le joint longitudinal au sommet.

b. Placer le matelas sur la tuyère, avec les mises à l'air libre vers le bas.

ATTENTION

La garniture des matelas, en particulier la feuille intérieure, est susceptible de craquer quand on la manipule. Pour éviter qu'elles ne craquent, faire bien attention de ne pas plier les couches du matelas plus que nécessaire pendant la pose.

c. En travaillant des deux côtés par rapport au centre, tapoter le matelas vers le joint pour chasser l'air.

d. Dès que possible, placer l'outil d'assemblage sur la paire centrale de boutons de laçage et

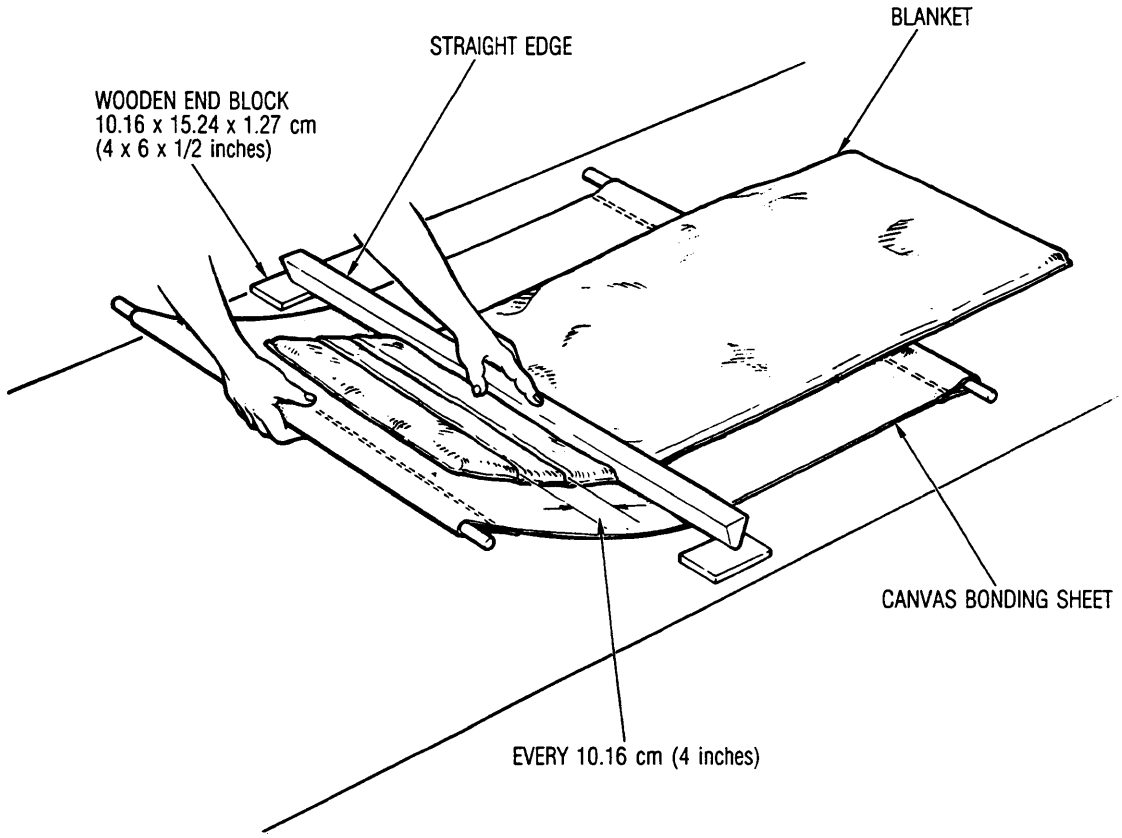


Figure 2-10 Preforming of Jetpipe Insulating Blankets

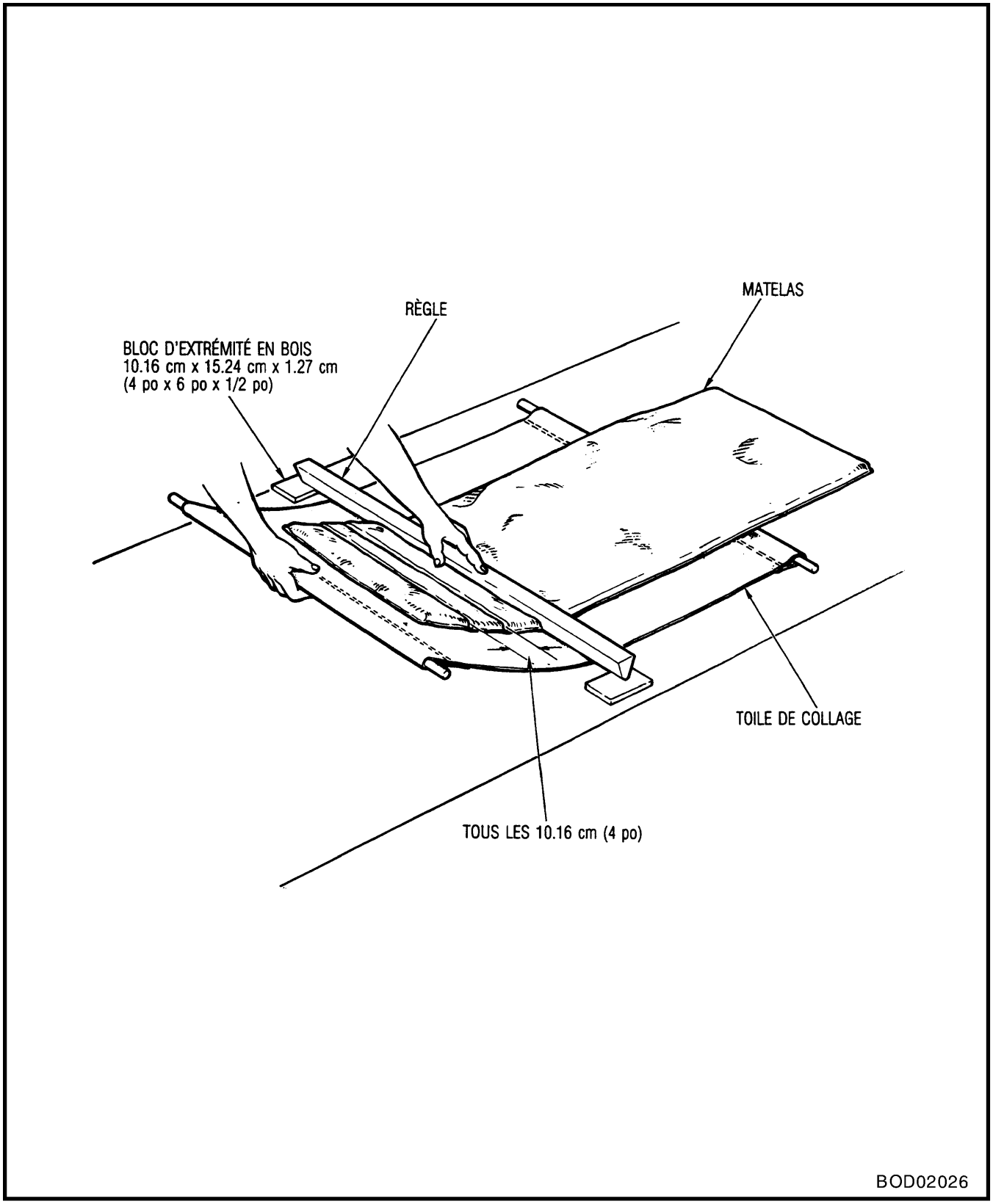


Figure 2-10 Préparation des matelas isolants de la tuyère

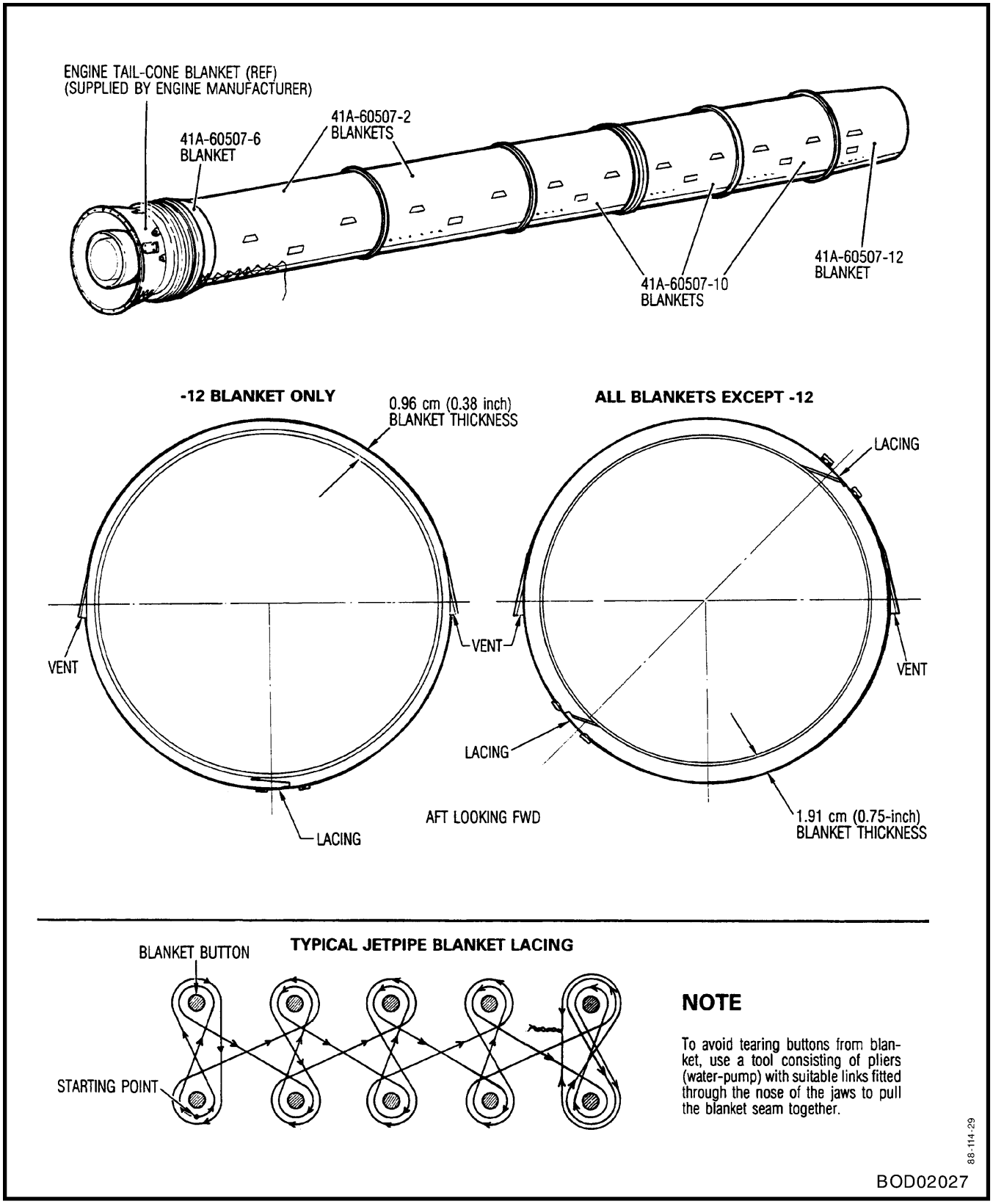


Figure 2-11 Installation of Jetpipe Insulating Blankets

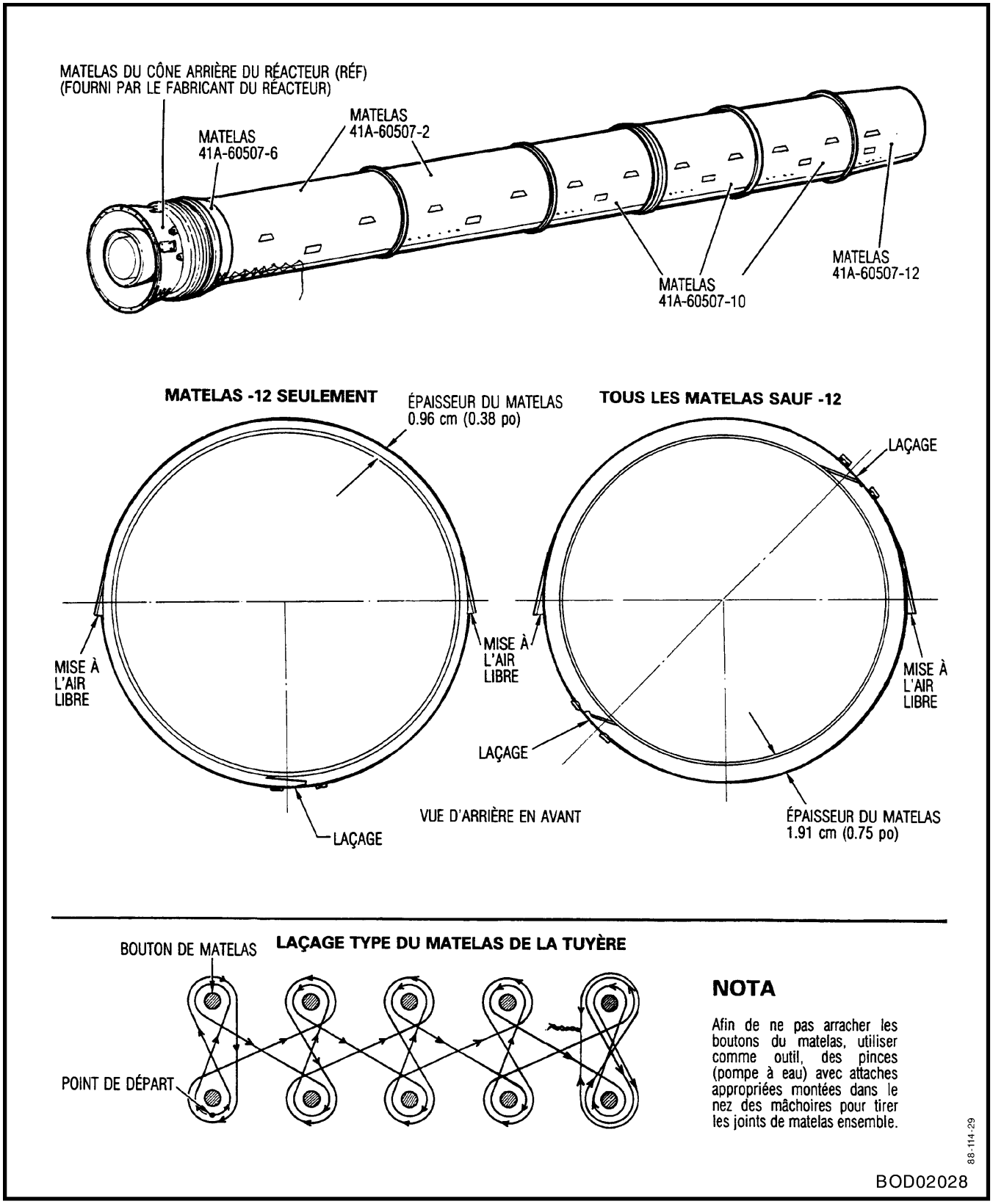


Figure 2-11 Pose des matelas isolants de la tuyère

joint together, working blanket as in Step c, and ensuring that underflap remains smooth and flat.

e. Temporarily wire mat edges together at buttons next to joining tool.

f. Move tool to one end and repeat procedure, temporarily wiring mat when edges have been pulled together.

g. Repeat procedure along seam until edge of seam is 5.08 ±0.635 cm (2 ±0.25 in.) apart.

h. Lace blanket together using 0.104 cm (0.041 in.) diameter corrosion-resistant steel wire.

REMOVAL AND INSTALLATION OF JETPIPE FROM AFT FUSELAGE

82. **Removal of Jetpipe from Aft Fuselage.** Proceed as follows (see Figure 2-8):

a. Remove aft fuselage complete with jetpipe from forward fuselage (see C-12-114-0A0/MF-001).

b. Ensure that control rods, electrical cables and other components are secured so that removal of jetpipe is not obstructed.

c. Support jetpipe assembly in position of removal.

d. Disconnect jetpipe fuel drain at jetpipe scupper.

e. Disconnect bottom and side turnbuckles by removing clevis nuts and adjustment washers. Identify adjustment washers, positioned at each turnbuckle between mounting bracket and clevis nut, for future installation.

f. Remove mounting brackets and identify adjustment washers, positioned between each clevis and mounting bracket, for future installation. Swing turnbuckles aft toward jetpipe.

tirer lentement les deux côtés pour faire le joint, en travaillant le matelas comme à l'étape c, et en s'assurant que le rabat du dessous demeure lisse et plat.

e. Joindre provisoirement les bords du matelas avec du fil, aux boutons adjacents à l'outil d'assemblage.

f. Déplacer l'outil à l'une des extrémités et répéter la procédure, en attachant provisoirement le matelas avec du fil là où les bords ont été rapprochés.

g. Répéter la procédure le long du joint jusqu'à ce que les bords du joint soient à 5.08 ±0.635 cm (2 ±0.25 po) l'un de l'autre.

h. Lacer les bords du matelas ensemble avec du fil en acier inox de 0.104 cm (0.041 po) de diamètre.

DÉPOSE ET POSE DE LA TUYÈRE DU FUSELAGE ARRIÈRE

82. **Dépose de la tuyère du fuselage arrière.** Procéder comme suit (voir figure 2-8) :

a. Détacher le fuselage arrière et la tuyère d'un bloc par rapport au fuselage avant (voir C-12-114-0A0/MF-001).

b. S'assurer que les bielles de commande, les câbles électriques et les autres éléments sont fixés de façon à ne pas gêner la dépose de la tuyère.

c. Supporter la tuyère dans la position voulue pour la dépose.

d. Débrancher le drain carburant de la tuyère au dalot de la tuyère.

e. Débrancher les tendeurs du bas et du côté, en enlevant les écrous de chape et les rondelles de réglage. Identifier les rondelles de réglage, positionnées à chaque tendeur entre la ferrure de fixation et l'écrou de chape, en vue de la pose ultérieure.

f. Déposer les ferrures de fixation et identifier les rondelles de réglage, positionnées entre chaque chape et la ferrure de fixation, en vue de la pose ultérieure. Rabattre les tendeurs en arrière vers la tuyère.

CAUTION

To avoid damage to electrical wiring and fire detecting system in the aft fuselage, a suitably padded cover (or equivalent protection) shall be fitted over the aft end of the jetpipe during jetpipe removal.

g. Detach suspension cables at top longerons. Move aft fuselage carefully until jetpipe is clear of aft fuselage.

h. Position removed and identified adjustment washers in Steps f and e, in this order, onto their respective turnbuckle clevis and retain with clevis nut.

83. **Jetpipe Build-Up**. To build up a jetpipe assembly before installing the assembly in the aft fuselage or attaching to the engine exhaust cone, proceed as follows (see Figure 2-9):

a. If not already installed, position four safety latch brackets and four welded support brackets on forward jetpipe flange, as shown in Detail A. At this stage, attach each bracket loosely with two screws (1) and (18) from inside the pipe.

b. Position bellows over jetpipe forward section so that two offset bolt holes in attachment flange and bellows forward flange coincide. Locate reinforcing half rings (2) on bellows forward flange with splits on vertical centreline and four backing ring segments (3) on jetpipe attachment flange between safety latch brackets.

c. Install eight bolts (4), head forward, through flanges and safety latch brackets. Install eight bolts (17), head forward, through flanges and support brackets. Position four quick-release pin cables on forward flange as shown in Detail A and install remaining 20 bolts (5), head forward. Torque all 36 bolts to a value between 3.39 and 3.95 N•m (30 and 35 in•lb). Torque screws (1) and (18) retaining the safety latch and support brackets to standard value.

ATTENTION

Pour éviter d'abîmer le câblage électrique et le circuit de détection d'incendie dans le fuselage arrière, un couvercle rembourré adéquat (ou une protection équivalente) doit être ajusté par-dessus l'extrémité arrière de la tuyère pendant la dépose de celle-ci.

g. Détacher les câbles de suspension aux longerons supérieurs. Déplacer soigneusement le fuselage arrière jusqu'à ce que la tuyère soit dégagée du fuselage arrière.

h. Positionner les rondelles de réglage déposées et identifiées aux étapes f et e, dans cet ordre, sur les chapes des tendeurs respectifs, et retenir avec un écrou de chape.

83. **Assemblage de la tuyère.** Pour assembler la tuyère avant de l'installer dans le fuselage arrière ou de la fixer au cône d'éjection du réacteur, procéder comme suit (voir figure 2-9) :

a. Si elles ne sont pas encore installées, positionner quatre ferrures de verrou de sûreté et quatre ferrures de support soudées sur la bride avant de la tuyère, tel qu'indiqué au détail A. À cette étape, fixer lâchement chaque ferrure avec deux vis (1) et (18), de l'intérieur de la tuyère.

b. Positionner le soufflet sur la partie avant de la tuyère, de façon que les trous de boulonnage décalés dans la bride de fixation et dans le rebord avant du soufflet coïncident. Repérer les demi-anneaux de renfort (2) sur le rebord avant du soufflet, avec les fentes sur l'axe vertical et quatre segments d'anneau de renfort (3) sur la bride de fixation de la tuyère entre les ferrures de verrou de sûreté.

c. Poser huit écrous (4), avec la tête vers l'avant, dans les brides et les ferrures de verrou de sûreté. Poser huit écrous (17), avec la tête vers l'avant, dans les brides et les ferrures de support. Positionner quatre câbles de goupille rapide sur la bride avant, tel qu'indiqué au détail A, et poser les 20 boulons restants (5), avec la tête vers l'avant. Serrer tous les 36 boulons entre 3.39 et 3.95 N•m (30 et 35 po•lb). Serrer les vis (1) et (18) retenant les ferrures de verrou de sûreté et de support à la valeur normalisée.

d. Position safety latch into each bracket and install pin (6), head upwards, washer (7) and secure with cotter pin (see Detail C).

e. Using a special tool, compress bellows just enough to allow for insertion of split ring. With splits on vertical centreline, position split ring in channelled ring and align bolt holes.

f. Insert jetpipe forward section, with bellows mounted, into jetpipe aft section.

g. With splits on horizontal centreline, position reinforcing half rings (8) on bellows aft flange. Align bolt and tapered pin holes.

h. Temporarily install two tapered pins (9), washers (10) and nuts (11). Torque nuts to align component parts.

NOTE

Split ring halves, Part No. 41A-61304, may be found to be of different thicknesses, which would results in a mismatch at the top and bottom joints and in exhaust gas leakage. If mismatch is over 0.025 cm (0.010 in.), fit tapered laminated shims MIL-S-22499, Comp 3, Type 1, Class 1, Part No. 41A-61300-72, -73, of suitable thickness to seal the gap at both joints (see Detail D).

i. Position scupper at bottom forward face (see Detail E). Install 36 bolts (12), head aft, and torque to a value between 10.17 and 11.30 N•m (90 and 100 in•lb). Release bellows and remove special tool.

j. Remove nuts, washers and tapered pins (9). Check ream the two tapered pin holes. The tapered pin holes shall be reamed so that the small end of tapered pin does not extend more than 0.16 cm (0.063 in.) beyond bellows flange. Install tapered pins (9), washers and nuts (see Detail B). Torque nuts (11) to standard value.

d. Positionner le verrou de sûreté dans chaque ferrure et poser la goupille (6), avec la tête vers le haut, et la rondelle (7), et fixer avec une goupille fendue (voir détail C).

e. Au moyen d'un outil spécial, comprimer le soufflet juste assez pour permettre l'insertion de l'anneau fendu. Avec les fentes sur l'axe vertical, positionner l'anneau fendu dans l'anneau profilé et aligner les trous de boulonnage.

f. Introduire la partie avant de la tuyère, avec soufflet monté, dans la partie arrière de la tuyère.

g. Avec les fentes sur l'axe horizontal, positionner les demi-anneaux de renfort (8) sur le rebord arrière du soufflet. Aligner les boulons et les trous des goupilles coniques.

h. Poser provisoirement deux goupilles coniques (9), des rondelles (10) et des écrous (11). Serrer les écrous pour aligner les éléments.

NOTA

Les demi-anneaux, n° de pièce 41A-61304, peuvent être d'épaisseurs différentes, ce qui résulterait en un décrochement aux joints du haut et du bas et entraînerait une fuite des gaz d'éjection. Si le décrochement dépasse 0.025 cm (0.010 po), ajuster des cales lamellées biaisées MIL-S-22499, composition 3, type 1, classe 1, n° de pièce 41A-61300-72, -73, de l'épaisseur appropriée pour remplir l'intervalle aux deux joints (voir détail D).

i. Positionner le dalot à la face avant inférieure (voir détail E). Poser 36 boulons (12), avec la tête vers l'arrière, et serrer entre 10.17 et 11.30 N•m (90 et 100 po•lb). Libérer le soufflet et enlever l'outil spécial.

j. Enlever les écrous, les rondelles et les goupilles coniques (9). Vérifier l'alésage des deux trous de goupille conique. Les trous doivent être alésés de façon que la petite extrémité de la goupille conique ne dépasse pas le rebord du soufflet par plus de 0.16 cm (0.063 po). Poser les goupilles coniques (9), les rondelles et les écrous (voir détail B). Serrer les écrous (11) à la valeur normalisée.

NOTE

The installation of any new component in this area will necessitate the use of special locating tool (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 96) to drill the tapered pin holes, 0.64 cm (0.25 in.) drill diameter, in the new component, and the subsequent reaming of the holes so that end of tapered pin does not extend more than 0.16 cm (0.063 in.) beyond bellows flange.

k. Position suspension cables on aft jetpipe assembly flange and install two bolts (13), head aft, washers and nuts. Torque the two bolts to a value between 3.39 and 3.95 N•m (30 and 35 in•lb).

l. Install clevis fittings to hat-section ring of aft jetpipe assembly, one on left-hand side and one at bottom, with two bolts (14) and nuts (see Detail F). Torque to standard value.

m. Apply anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 1) to rod-end threads and balls. Assemble side turnbuckle to a length of 10.03 cm (3.95 in.) and bottom turnbuckle to 10.20 cm (4.05 in.), ensuring that the rod-ends are in the same plane by employing special tools, Part Nos. 7940037, 794033-1 and 794033-2 (see C-12-114-000/CS-049). Torque the jamnuts to a value between 6.78 and 9.60 N•m (60 and 85 in•lb) and lockwire turnbuckle assemblies using 0.10 cm (0.040 in.) diameter Inconel wire.

n. Install side and bottom turnbuckle assemblies, engaging rod-ends with RH thread into their respective clevis fittings with bolt (15) and nut. Torque bolts to standard value.

o. Install clevis to each turnbuckle assembly with bolt (16) and nut. Torque bolts to standard value.

p. Install insulating blankets on aft jetpipe assembly (see Paragraph 81).

q. Install restrictor segments in fixed nozzle area (see Paragraph 88).

NOTA

La pose de tout nouvel élément dans cette zone nécessite l'utilisation d'un outil de positionnement spécial (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 96) pour le perçage des trous de goupille conique, à un diamètre de 0.64 cm (0.25 po), dans le nouvel élément, ainsi que pour l'alésage subséquent des trous de sorte que l'extrémité de la goupille conique ne dépasse pas le rebord du soufflet par plus de 0.16 cm (0.063 po).

k. Positionner les câbles de suspension sur la bride arrière de la tuyère et poser deux boulons (13), avec la tête vers l'arrière, des rondelles et des écrous. Serrer les deux boulons entre 3.39 et 3.95 N•m (30 et 35 po•lb).

l. Placer les ferrures de chape sur l'anneau en profilé oméga de la tuyère, un du côté gauche et un au fond, avec deux boulons (14) et des écrous (voir détail F). Serrer à la valeur normalisé.

m. Appliquer du composé antigrippant (voir figure 1-2, article 1) sur les filets des embouts de tige et sur les billes. Assembler le tendeur latéral à une longueur de 10.03 cm (3.95 po) et le tendeur du bas à 10.20 cm (4.05 po), et s'assurer que les embouts de tige sont dans un même plan en utilisant des outils spéciaux, n^{os} de pièce 7940037, 794033-1 et 794033-2 (voir C-12-114-000/CS-049). Serrer les contre-écrous entre 6.78 et 9.60 N•m (60 et 85 po•lb) et freiner les tendeurs avec un fil en Inconel de 0.10 cm (0.040 po) de diamètre.

n. Poser les tendeurs, latéral et du bas, en engageant les embouts de tige à filetage à droite dans leurs ferrures de chape respectives, avec un boulon (15) et un écrou. Serrer les boulons à la valeur normalisée.

o. Poser la chape à chaque tendeur, avec un boulon (16) et un écrou. Serrer les boulons à la valeur normalisée.

p. Poser les matelas isolant sur la partie arrière de la tuyère (voir paragraphe 81).

q. Poser les segments réducteurs dans la buse d'éjection à section fixe (voir paragraphe 88).

84. **Installation of Jetpipe in Aft Fuselage**. Proceed as follows (see Figure 2-8):

a. Check with airframe technician that aft fuselage is prepared for jetpipe installation, that fuselage is free from obstruction, and that electrical cables and control rods are secure.

b. Check that suspension cables are installed on jetpipe.

c. Ensure that jetpipe is ready for installation.

CAUTION

Blankets shall be undamaged, properly laced and installed with vents facing down and correctly positioned (see Figure 2-11).

CAUTION

Handle insulating blankets carefully. Do not crush, as this will reduce insulating qualities. Repair torn or damaged blankets prior to installation of jetpipe in aircraft. (For repair of insulating blankets, see C-12-114-000/MN-000, Part 6.)

d. Check visually for any signs of fuel and exhaust gas leakage (fuel stains or carbon deposits) at the bellows to jetpipe joint.

e. Check interior of jetpipe for any damage and ensure that restrictor segments are installed (see Paragraph 88).

f. Support jetpipe in position for installation and swing turnbuckles forward towards jetpipe.

84. **Pose de la tuyère dans le fuselage arrière.** Procéder comme suit (voir figure 2-8) :

a. Vérifier avec le technicien cellule que le fuselage arrière est prêt pour la pose de la tuyère, que rien ne fait obstruction au fuselage, et que les câbles électriques et bielles de commande sont fixés.

b. Vérifier que les câbles de suspension sont installés sur la tuyère.

c. S'assurer que la tuyère est prête pour la pose.

ATTENTION

Les matelas doivent être en bon état, bien lacés et posés avec les mises à l'air libre orientées vers le bas et positionnées correctement (voir figure 2-11).

ATTENTION

Manipuler les matelas isolants avec soin. Ne pas les écraser, sous peine de dégrader leurs propriétés isolantes. Réparer les matelas déchirés ou endommagés avant la pose de la tuyère dans l'avion. (Pour la réparation des matelas isolants, voir C-12-114-000/MN-000, Partie 6.)

d. Vérifier visuellement qu'il n'y a pas de signes de fuites de gaz d'éjection ou de carburant (taches de carburant ou dépôts de carbone) au joint soufflet-tuyère.

e. Vérifier que l'intérieur de la tuyère est exempt de dommages et s'assurer que les segments réducteurs sont posés (voir paragraphe 88).

f. Soutenir la tuyère en position pour la pose et rabattre les tendeurs en avant vers la tuyère.

CAUTION

To avoid damage to electrical wiring and fire-detecting system in the aft fuselage, a suitably padded cover (or equivalent protection) shall be fitted over the aft end of the jetpipe during jetpipe installation.

g. Move jetpipe into aft fuselage. Attach suspension cables to top longerons with screw, washer and nut.

NOTE

On some aircraft nutplates are installed on longeron to facilitate the attachment and detachment of suspension cables.

h. Position previous selection of adjustment washers, identified during jetpipe removal (see Paragraph 82, Step f), on each respective clevis (see Detail C) and install side and bottom turnbuckles into mounting brackets.

CAUTION

Ensure that each clevis lug is fully engaged in mounting bracket.

NOTE

If the number or the total thickness of adjustment washers to be installed on each clevis is unknown, temporarily install a sufficient number of provided washers to position jetpipe aft end centrally within the frame opening at FS 461 (see Note after Step i).

i. Position spare adjustment washers on each mounting bracket under clevis nut and tighten turnbuckles to brackets with clevis nuts.

NOTE

Final alignment of the jetpipe assembly in the aft fuselage shall be carried out during installation of the jetpipe to the engine (see Paragraph 86).

ATTENTION

Pour éviter d'abîmer le câblage électrique et le circuit de détection d'incendie dans le fuselage arrière, un couvercle rembourré adéquat (ou une protection équivalente) doit être ajusté par-dessus l'extrémité arrière de la tuyère pendant la pose de celle-ci.

g. Déplacer la tuyère dans le fuselage arrière. Fixer les câbles de suspension aux longerons supérieurs avec des vis, des rondelles et des écrous.

NOTA

Sur certains avions, des écrous prisonniers sont posés sur les longerons pour faciliter la fixation et l'enlèvement des câbles de suspension.

h. Positionner les rondelles de réglage précédemment sélectionnées et identifiées lors de la dépose de la tuyère (voir paragraphe 82, étape f), sur chaque chape respective (voir détail C) et poser les tendeurs latéral et du bas dans les ferrures de fixation.

ATTENTION

S'assurer que chaque patte de chape est complètement engagée dans la ferrure de fixation.

NOTA

Si le nombre ou l'épaisseur totale des rondelles de réglage à poser sur chaque chape est inconnu, poser provisoirement un nombre suffisant de rondelles pour positionner l'extrémité arrière de la tuyère dans l'axe central de l'ouverture du cadre à FS 461 (voir le nota après l'étape i).

i. Positionner les rondelles de réglage de réserve sur chaque ferrure de fixation, sous l'écrou de chape, et serrer les tendeurs sur les ferrures avec les écrous de chape.

NOTA

L'alignement final de la tuyère dans le fuselage arrière doit être effectué lors de la pose de la tuyère sur le réacteur (voir paragraphe 86).

j. Connect jetpipe fuel drain to jetpipe scupper.

k. Check all lockwiring and safetying.

INSTALLATION OF JETPIPE ON ENGINE AND ALIGNMENT PROCEDURES

85. For normal operation, the jetpipe shall first be installed in the aft fuselage (see Paragraph 84) and then, with the aft fuselage attached to the forward fuselage, the jetpipe is connected to the engine (see Figure 2-8).

NOTE

When it is necessary to attach the jetpipe to the engine for test purposes without prior installation in the aft fuselage, the jetpipe shall be supported so that it maintains its normal attitude during the test procedures.

86. Proceed as follows:

a. Check condition of jetpipe safety latches and latch brackets.

b. Remove quick-release pins from safety latches and open latches.

CAUTION

If quick-release pins have been used previously and subjected to engine running, they shall be examined for missing balls and checked to ensure that the plunger returns to the locked position.

c. Check condition of forward fuselage and power plant at the following locations:

(1) Engine exhaust cone and insulating blankets.

(2) Zone 2 cooling ram air intake flanges (for deformation).

(3) Zone 2 cooling shut-off valve flange (for freedom from any damage and foreign matter).

(4) Engine firewall (for deformation in the area of seal contact).

j. Brancher le drain carburant de la tuyère au dalot de la tuyère.

k. Vérifier tous les freinages au fil et les fixations.

POSE DE LA TUYÈRE SUR LE RÉACTEUR ET ALIGNEMENT

85. Pour le fonctionnement normal, poser d'abord la tuyère dans le fuselage arrière (voir paragraphe 84), puis, avec le fuselage arrière raccordé au fuselage avant, fixer la tuyère au réacteur (voir figure 2-8).

NOTA

Lorsqu'il est nécessaire de fixer la tuyère au réacteur, pour effectuer des essais, sans qu'elle soit préalablement posée dans le fuselage arrière, la tuyère doit être supportée de façon à maintenir son assiette normale pendant les essais.

86. Procéder comme suit :

a. Vérifier l'état des verrous de sûreté et des ferrures de verrou de la tuyère.

b. Retirer les goupilles rapides des verrous de sûreté et ouvrir les verrous.

ATTENTION

Si les goupilles rapides ont déjà été utilisées et exposées au fonctionnement du réacteur, il faut les examiner pour vérifier qu'il ne manque pas de billes et s'assurer que le plongeur retourne en position verrouillée.

c. Vérifier l'état du fuselage avant et du groupe turboréacteur aux endroits suivants :

(1) Cône d'éjection réacteur et matelas isolants.

(2) Rebords des entrées d'air dynamique de refroidissement zone 2 (pour déformation).

(3) Rebord du robinet de refroidissement zone 2 (pour dommages par corps étrangers ou autres).

(4) Cloison pare-feu réacteur (pour déformation dans la zone de contact du joint).

(5) Electrical connector.

(6) Fuel vent system connection.

(7) Speed brake hydraulic connections.

d. Check aft fuselage and jetpipe for condition at the following locations:

(1) Jetpipe attachment flange and clamp assembly.

CAUTION

Ensure that jetpipe clamp and jetpipe attachment flange are not deformed or cracked.

(2) Zone 2 cooling ram air intake seal and engine firewall seal, on bulkhead at FS 314 (for serviceability and rate of recovery).

(3) Zone 2 cooling flexible elbow connection to shut-off valve (for freedom from any damage and foreign matter).

(4) Electrical receptacle.

(5) Fuel vent system flexible line.

(6) Speed brake hydraulic lines.

(7) Jetpipe insulating blankets (for damage).

e. Offer up aft fuselage to forward fuselage and install fuselage attachment bolts. (See C-12-114-0A0/MF-001, Part 2, for location of attachment bolts, washers and torque values.)

f. Using a 0.013 cm (0.005 in.) single feeler of appropriate length and noting that there should be positive drag at all points, check that even contact is made at all points around engine firewall and zone 2 cooling ram air intake seals. (See Paragraph 108 for power plant alignment with the fuselage.)

(5) Connecteur électrique.

(6) Raccord du circuit de mise à l'air libre carburant.

(7) Raccords hydrauliques des aérofreins.

d. Vérifier l'état du fuselage arrière et de la tuyère aux endroits suivants :

(1) Bride de fixation de la tuyère et collier.

ATTENTION

S'assurer que le collier et la bride de fixation de la tuyère ne sont ni déformés ni craqués.

(2) Joint d'entrée d'air dynamique de refroidissement zone 2 et joint de la cloison pare-feu réacteur, sur la cloison à FS 314 (pour aptitude au service et vitesse de récupération).

(3) Raccord coudé flexible de refroidissement zone 2 à robinet d'arrêt (pour dommages par corps étrangers ou autres).

(4) Prise électrique.

(5) Conduite flexible du circuit de mise à l'air libre carburant.

(6) Conduites hydrauliques des aérofreins.

(7) Matelas isolants de la tuyère (pour dommages).

e. Positionner le fuselage arrière vis-à-vis le fuselage avant et poser les boulons de fixation du fuselage. (Voir C-12-114-0A0/MF-001, Partie 2, pour l'emplacement des boulons de fixation et rondelles et pour les couples de serrage.)

f. En utilisant une jauge d'épaisseur unique de 0.013 cm (0.005 po) de la longueur appropriée et en notant qu'il doit y avoir un frottement positif à tous les points, vérifier qu'il y a contact uniforme en tout point autour de la cloison pare-feu réacteur et des joints d'entrée d'air dynamique de refroidissement de la zone 2. (Voir paragraphe 108 pour l'alignement du groupe turboréacteur sur le fuselage.)

g. Lubricate mating surfaces of jetpipe, tail cone, and surfaces of jetpipe clamp with anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 5).

h. Remove upper jetpipe segment screw, nut and washer at FS 461. Secure pointer (see C-12-114-000/CS-049) to jetpipe in hole of previously removed segment screw. Face pointer towards aft section. Turn jetpipe clockwise and counter-clockwise as far as it can move and mark to obtain travel limits. The travel limits shall not be less than 0.95 cm (0.375 in.), measured at outer perimeter at FS 461 (see Figure 2-12, Detail F). If travel is 0.95 cm (0.375 in.) or more, proceed with Step j. This installation of washers on the turnbuckles will result only in a more centred position of the jetpipe, it does not affect the rotational travel of the pipe. The rotational travel can be increased by installing thin rod ends (KE4-5CR) on the turnbuckles.

NOTE

Ensure that jetpipe nozzle is centrally positioned within the frame at FS 461 at military power setting so that the engine thrust line is maintained and zone 2 is properly cooled.

i. When 0.95 cm (0.375 in.) or more rotational travel is determined, mark centre of travel and locate pointer, attached to jetpipe, at centre of travel. Check that jetpipe is located at aft end of fuselage slightly to the left and down. Ensure that difference between the maximum and minimum gap measured from jetpipe to inner flange at FS 461 (see Figure 2-12, Detail C) does not exceed 0.635 cm (0.250 in.) the ideal position is 0.317 cm (0.125 in.). Proceed with Step j.

NOTE

To eliminate torsion being imposed on the jetpipe bellows when it reaches operating temperatures, ensure that the support turnbuckles have free side movement.

g. Lubrifier les surfaces de contact correspondantes de la tuyère et du cône arrière, ainsi que les surfaces du collier de la tuyère, avec du composé antigrippant (voir figure 1-2, article 5).

h. Enlever la vis, l'écrou et la rondelle du segment supérieur de la tuyère, à FS 461. Fixer l'indicateur (voir C-12-114-000/CS-049) à la tuyère dans le trou de la vis de segment enlevée précédemment. Orienter l'indicateur vers la partie arrière. Tourner la tuyère dans les sens horaire et antihoraire, aussi loin que possible, et marquer les limites de son déplacement. Les limites de déplacement ne doivent pas être inférieures à 0.95 cm (0.375 po) lorsque mesurées sur le périmètre extérieur à FS 461 (voir figure 2-12, détail F). Si le déplacement est égal ou supérieur à 0.95 cm (0.375 po), passer à l'étape j. La pose de rondelles sur les tendeurs permet d'améliorer le centrage de la tuyère, mais n'a aucun effet sur son déplacement en rotation. On peut augmenter le déplacement en rotation par la pose d'embouts minces (KE4-5CR) sur les tendeurs.

NOTA

S'assurer que la buse de la tuyère est bien centrée dans le cadre à FS 461, au réglage de puissance militaire, de sorte que la ligne de poussée du réacteur soit maintenue et que la zone 2 soit correctement refroidie.

i. Quand un déplacement en rotation égal ou supérieur à 0.95 cm (0.375 po) est obtenu, marquer le centre du déplacement et placer l'indicateur, fixé à la tuyère, au centre du déplacement. Vérifier que la tuyère est placée à l'extrémité arrière du fuselage, légèrement à gauche et au bas. S'assurer que la différence entre les écarts maximal et minimal, mesurés de la tuyère au rebord intérieur à FS 461 (voir figure 2-12, détail C), ne dépasse pas 0.635 cm (0.250 po), la position idéale étant 0.317 cm (0.125 po). Passer à l'étape j.

NOTA

Pour éliminer la torsion imposée au soufflet de la tuyère quand celle-ci atteint sa température de fonctionnement, s'assurer que les tendeurs de support sont libres de se déplacer latéralement.

j. When jetpipe has been aligned in aft fuselage, tighten jetpipe clamp as follows:

(1) Torque clamp bolts evenly, in 3.39 N•m (30 in•lb) increments, maintaining an even gap, to a value of 10.17 N•m (90 in•lb).

NOTE

Tap clamp lightly with a light-weight soft-faced mallet (maximum 110.1 grams [6 oz]) during torquing process to ensure proper seating of clamp until 10.17 N•m (90 in•lb) is maintained.

(2) Back off to 4.52 N•m (40 in•lb).

(3) Torque clamp to a value of 7.34 N•m (65 in•lb).

k. Check that there is at least 0.076 cm (0.030 in.) clearance between clamp and safety latch brackets (see Detail A). If necessary, reverse clamp to obtain required clearance.

l. Close clamp safety latches and insert quick-release pins (see Detail B).

m. Check clearance between each safety latch and the clamp. Where clearance requirement of 0.025 to 0.127 cm (0.010 to 0.050 in.) is not met, adjust clearance by replacing existing latch with a differently dimensioned latch. Latches are procurable under the following Part Nos. (in order, from smallest to largest adjusting dimension, in 0.114 cm [0.045 in.]) increments: 41A-61305-2, 41A-61305 (basic), 41A-61305-6 and 41A-61305-8.

n. To ensure full flexibility of jetpipe bellows and that engine thrust line is maintained, use spring inside and vernier calipers to measure dimension X between flanges of bellows at points A, B and C (see Figure 2-12, Details H and J). If the three dimensions do not vary more than 0.127 cm (0.050 in.), continue with Step r. If the dimensions exceed limits on the vertical plane, adjust the forward engine mount turnbuckle. If the dimensions exceed limits on the horizontal plane, a complete engine alignment is required.

j. Une fois la tuyère alignée dans le fuselage arrière, serrer le collier de la tuyère comme suit :

(1) Serrer uniformément les boulons du collier, par incréments de 3.39 N•m (30 po•lb), en maintenant un écart uniforme, jusqu'à 10.17 N•m (90 po•lb).

NOTA

Tapoter légèrement le collier avec un maillet léger à panne douce (110.1 grammes [6 oz] maximum) pendant le serrage, pour s'assurer que le collier repose correctement jusqu'à ce qu'une valeur de 10.17 N•m (90 po•lb) soit maintenue.

(2) Desserrer jusqu'à 4.52 N•m (40 po•lb).

(3) Serrer le collier à 7.34 N•m (65 po•lb).

k. Vérifier qu'il y a un dégagement d'au moins 0.076 cm (0.030 po) entre le collier et les ferrures de verrou de sûreté (voir détail A). Si nécessaire, inverser le collier pour obtenir le dégagement voulu.

l. Fermer les verrous de sûreté du collier et insérer des goupilles rapides (voir détail B).

m. Vérifier le dégagement entre le verrou de sûreté et le collier. Quand le dégagement requis de 0.025 à 0.127 cm (0.010 à 0.050 po) n'est pas obtenu, régler le dégagement en remplaçant le verrou existant par un verrou de taille différente. Se procurer des verrous ayant les n^{os} de pièce suivants (dans l'ordre, de la plus petite à la plus grande dimension de réglage, par incréments de 0.114 cm [0.045 po]) : 41A-61305-2, 41A-61305 (de base), 41A-61305-6 et 41A-61305-8.

n. Pour obtenir la pleine souplesse du soufflet de la tuyère et le maintien de l'alignement de poussée du réacteur, utiliser le ressort à l'intérieur et une jauge micrométrique pour mesurer la dimension X entre les rebords du soufflet aux points A, B et C (voir figure 2-12, détails H et J). Si les trois dimensions ne diffèrent pas de plus de 0.127 cm (0.050 po), passer à l'étape r. Si les dimensions dépassent les limites dans le plan vertical, régler le tendeur d'attache réacteur avant. Si les dimensions dépassent les limites dans le plan horizontal, refaire l'alignement du réacteur au complet.

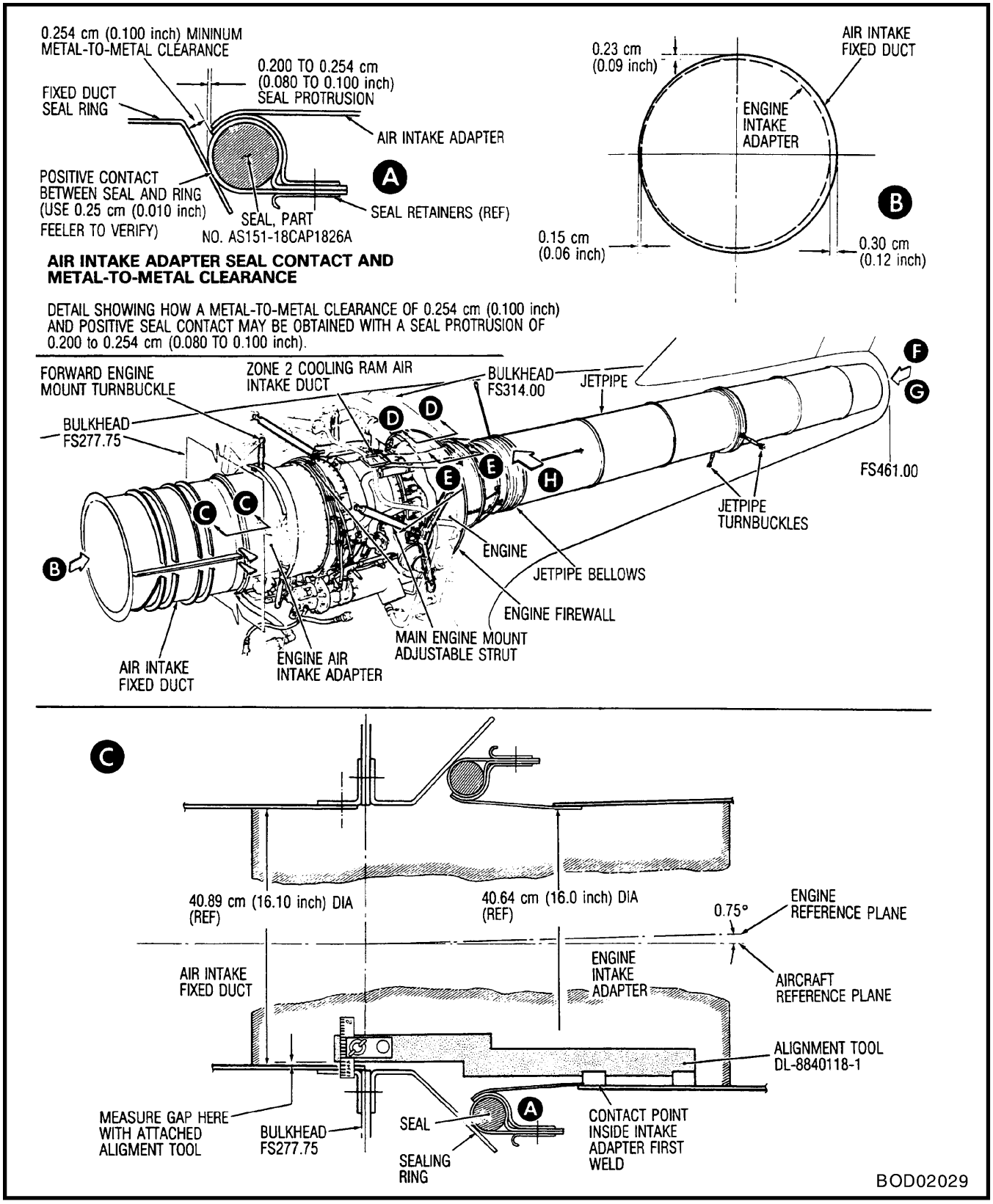


Figure 2-12 (Sheet 1 of 2) Alignment of Power Plant

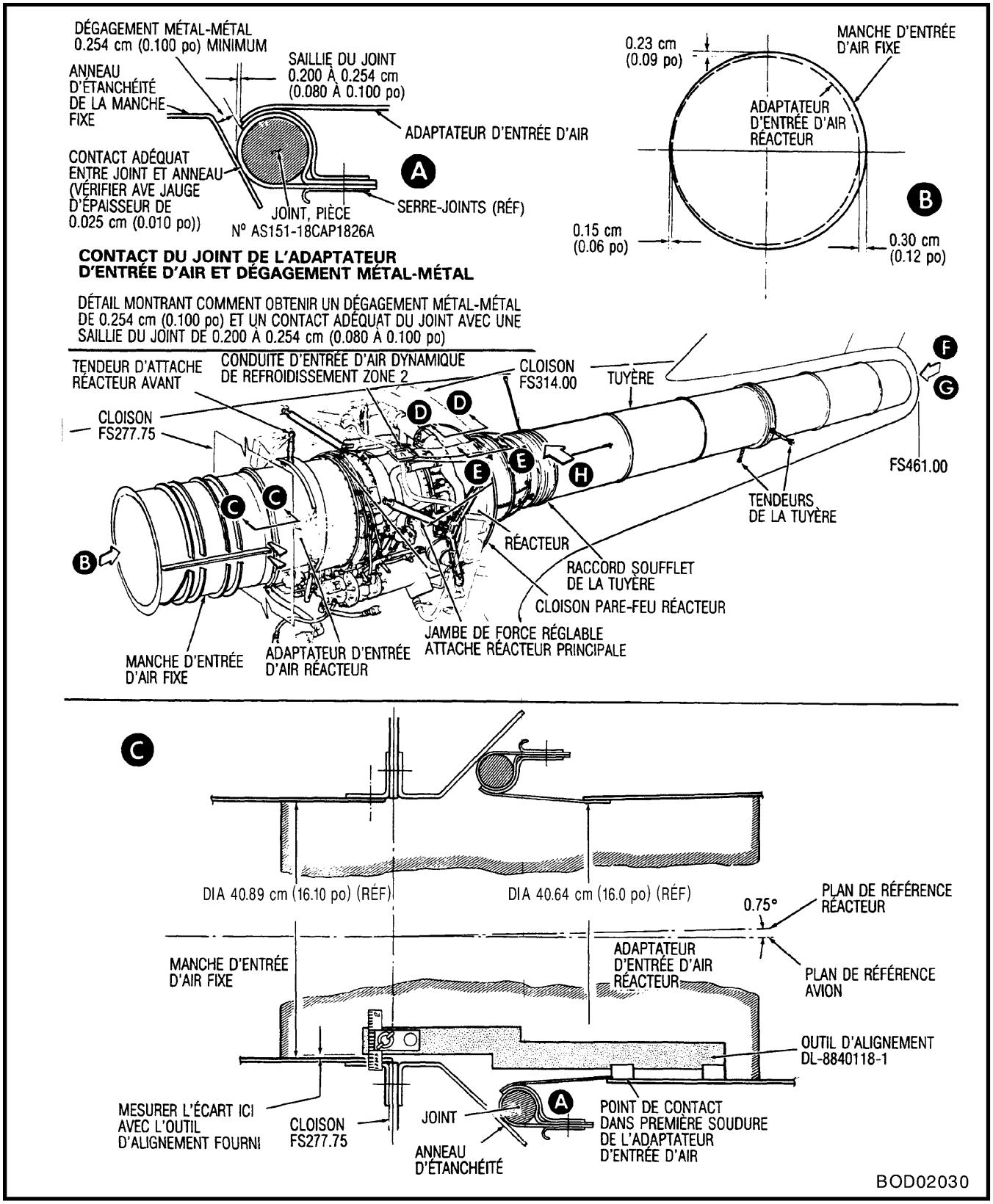


Figure 2-12 (feuille 1 de 2) Alignement du réacteur

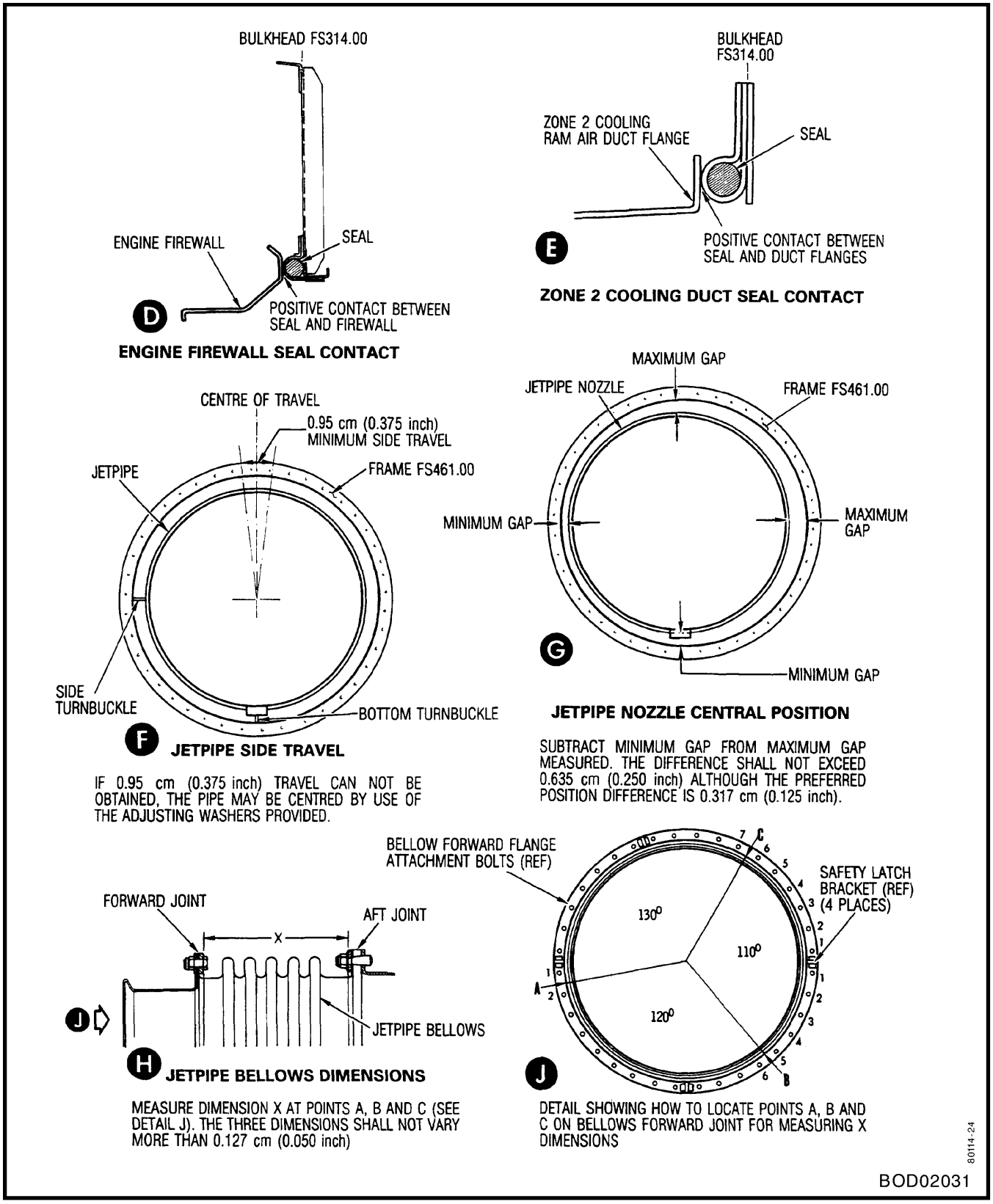


Figure 2-12 (Sheet 2 of 2) Alignment of Power Plant

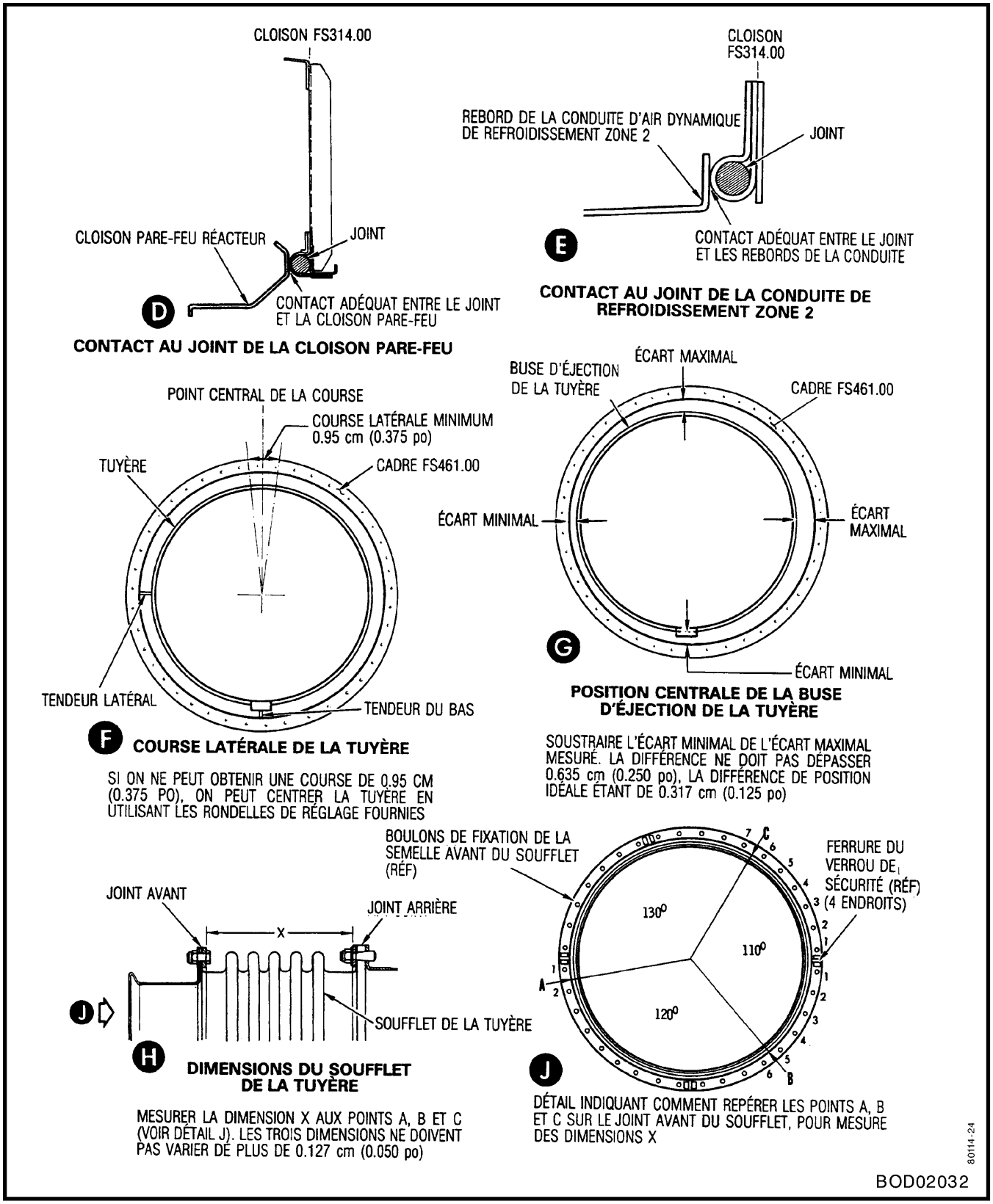


Figure 2-12 (feuille 2 de 2) Alignement du réacteur

o. Check pointer at FS 461. Ensure that tail pipe has not moved during torquing of clamp and adjusting of jetpipe. If pointer is not centred, loosen clamp, recentre and retorque. Remove pointer, replace screw, nut and washer.

NOTE

The maximum jetpipe static end movement in the vertical and lateral plane as measured between the end of the jetpipe and airframe at FS 461 is 0.158 cm (0.0625 in.).

p. Connect zone 2 flexible elbow to shut-off valve, and generator cooling duct assembly to outlet duct (see C-12-114-0A0/MF-001).

q. If intake duct access door has been removed, carry out a foreign matter inspection before installing access door.

r. Install all aft fuselage components (see C-12-114-0A0/MF-001) and complete all torquing and safetying.

JETPIPE NOZZLE AREA

GENERAL

87. Jetpipe nozzle restrictor segments of different sizes are provided for Exhaust Gas Temperature (EGT) adjustments. The segments are secured to the inner surface of the jetpipe nozzle by countersunk-head screws (see Figure 2-13). By varying the exit area of the jetpipe nozzle, it is possible to obtain maximum permissible operating EGT with maximum thrust.

88. When adjusting final nozzle area (see Paragraph 95), or when investigating reported trim changes with power setting, ensure that segments are installed as symmetrically as possible. For segment position numbers and general installation notes, see Figure 2-13. For determining adjustment requirements, see Figure 2-14.

o. Vérifier l'indicateur à FS 461. S'assurer que le tuyau d'éjection n'a pas bougé pendant le serrage du collier et le réglage de la tuyère. Si l'indicateur n'est pas au centre, desserrer le collier, recentrer et resserrer. Enlever l'indicateur, puis remettre en place la vis, l'écrou et la rondelle.

NOTA

Le déplacement maximal de l'extrémité statique de la tuyère, dans les plans vertical et latéral, mesuré entre l'extrémité de la tuyère et la cellule à FS 461, est de 0.158 cm (0.0625 po).

p. Raccorder le coude flexible de la zone 2 au robinet d'arrêt, et la conduite de refroidissement de la génératrice à la conduite de sortie (voir C-12-114-0A0/MF-001).

q. Si la trappe d'accès de la manche d'entrée d'air a été déposée, inspecter pour détecter tout corps étranger avant de reposer la trappe d'accès.

r. Poser tous les éléments du fuselage arrière (voir C-12-114-0A0/MF-001), et terminer tous les serrages et freinages.

BUSE D'ÉJECTION DE LA TUYÈRE

GÉNÉRALITÉS

87. Sur la buse d'éjection de la tuyère, des segments réducteurs de différentes dimensions permettent le réglage de la température des gaz d'éjection (EGT). Les segments sont fixés sur la surface intérieure de la buse d'éjection par des vis à tête fraisée (voir figure 2-13). En faisant varier la section de sortie de la buse d'éjection, on peut obtenir la température des gaz d'éjection (EGT) maximale permissible en exploitation avec la poussée maximale.

88. Lors du réglage de la section finale de la buse d'éjection (voir paragraphe 95) ou lors d'une inspection concernant des variations de réglage signalés pour une poussée donnée, s'assurer que les segments sont posés le plus symétriquement possible. Pour les numéros de position des segments et les remarques générales relatives à la pose, voir figure 2-13. Pour les exigences relatives au réglage, voir figure 2-14.

NOTE

Where segments are not used or where holes become redundant owing to change in configuration, holes shall be filled by the installation of screws and nuts.

NOTA

Quand on n'utilise pas de segments ou que des trous deviennent superflus à cause des changements de configuration, boucher ces trous en y posant des vis et des écrous.

JETCAL ANALYSER

89. The Jetcal analyser (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 97) is used to adjust jetpipe nozzle area because engine speed and EGT are extremely critical in engine operation. Engine speed is read with an accuracy of ±0.1 per cent, while EGT is read with an accuracy of ±1 degree C. During engine run, all temperature readings are made on the Jetcal potentiometer and engine speed readings are made on the Jetcal analyser engine speed check circuit. This is necessary because engine temperature and speed shall be accurately read during nozzle area adjustment to assure the operator that the engine is operating at optimum conditions.

90. When the engine is to be checked and nozzle area adjustment (tabbing) carried out, it is more convenient to put the switch box (tabbing) in the EGT circuit and make the connections for the engine speed check at the beginning of the test. The switch box (tabbing) is used to switch either the EGT indicator into the circuit or to switch the temperature indication of the engine thermocouple harness to the Jetcal potentiometer. However, temperature readings from the aircraft thermocouple harness may be made by connecting the check cable (with or without adapter) to the engine junction box. The EGT indicator shall be used when the engine is started to be able to detect a hot start and, during tabbing and/or nozzle scheduling procedures, the temperature indication of the thermocouple harness shall be read on the Jetcal potentiometer. Before any attempt is made to tab an engine, the EGT system shall be correct. Check the EGT system and isolate any errors. Correct the errors using the Jetcal analyser without running the engine.

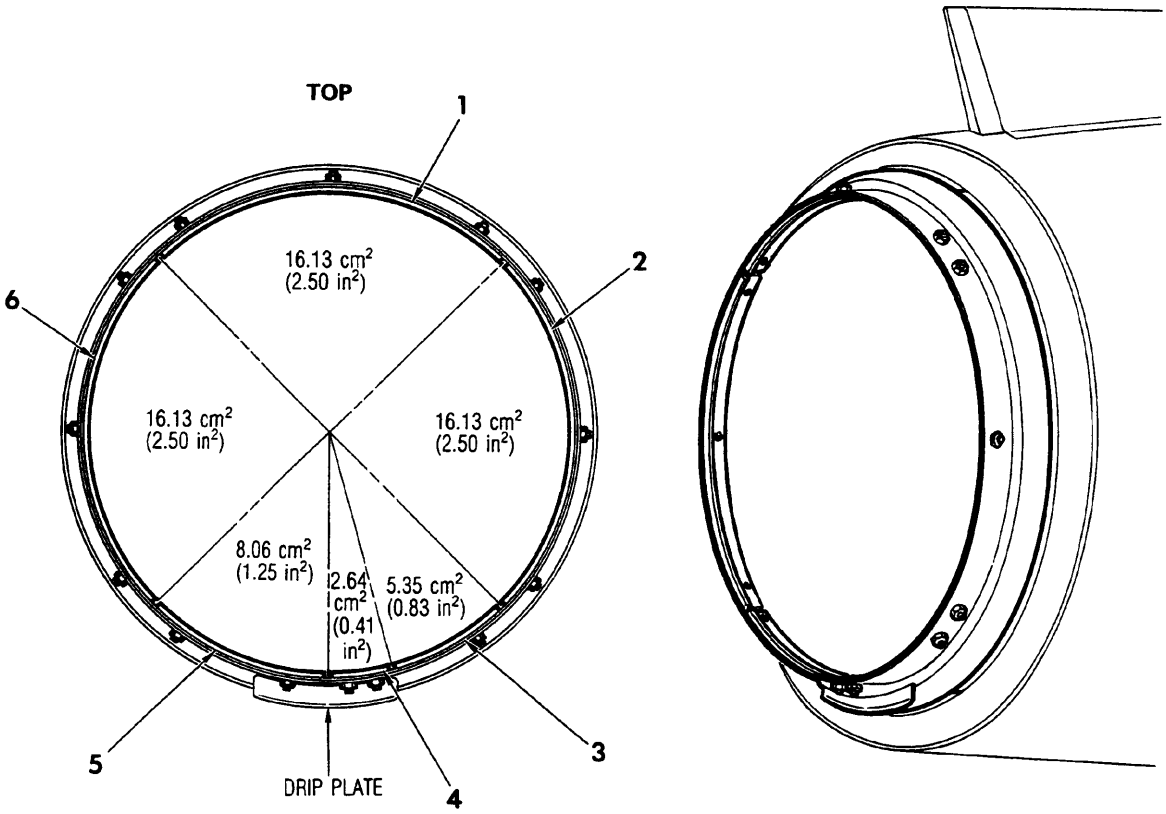
91. The engine is started and brought to speed in accordance with C-12-114-000/MB-001. During tabbing or nozzle scheduling procedures, all engine speed readings are made on the engine speed check in the Jetcal analyser and engine temperature readings are made on the Jetcal potentiometer. A

ANALYSEUR JETCAL

89. On utilise l'analyseur Jetcal (voir C-12-114-000/ MF-001, figure 1-5, article 97) pour régler la buse d'éjection de la tuyère, car le régime réacteur et la température des gaz d'éjection (EGT) sont extrêmement critiques pour le fonctionnement du réacteur. Le régime réacteur est donné avec une précision de ±0.1 pour cent et la température des gaz d'éjection (EGT) avec une précision de ±1 degré C. Pendant le point fixe du réacteur, faire toutes les lectures de température sur le potentiomètre du Jetcal et les lectures de régime réacteur sur le circuit de vérification de régime de l'analyseur Jetcal. Ceci est nécessaire parce que la température et le régime réacteur doivent être lus avec précision pendant le réglage de la buse d'éjection de la tuyère, de sorte que l'opérateur soit assuré que le réacteur fonctionne dans les conditions optimales.

90. Quand on doit vérifier le réacteur et effectuer le réglage (du nombre de segments) de la buse d'éjection de la tuyère, il est plus pratique de monter le boîtier de commutation dans le circuit EGT et de faire les connexions pour la vérification du régime au début de l'essai. Le boîtier de commutation est utilisé soit pour mettre l'indicateur EGT en circuit, soit pour envoyer l'indication de température du faisceau de thermocouple réacteur au potentiomètre Jetcal. Toutefois, on peut faire des lectures de température au faisceau de thermocouple avion en branchant le câble de vérification (avec ou sans adaptateur) à la boîte de jonction du réacteur. Utiliser l'indicateur EGT quand le réacteur est mis en marche, pour pouvoir détecter tout démarrage à chaud, et, au cours du réglage des segments ou du calcul de la section de la buse d'éjection, faire les lectures de température du faisceau de thermocouple sur le potentiomètre Jetcal. Avant tout essai de réglage des segments sur un réacteur, le circuit EGT doit être en bon état de marche. Vérifier le circuit EGT et repérer les erreurs éventuelles. Corriger les erreurs en utilisant l'analyseur Jetcal sans faire tourner le réacteur.

91. Le réacteur est mis en marche et amené en régime conformément à C-12-114-000/MB-001. Pendant le réglage des segments ou le calcul de la section de la buse d'éjection, faire les lectures de régime réacteur sur le vérificateur de régime de l'analyseur Jetcal, et faire les lectures de température



NOTES

1 Aft end of jetpipe shall be concentric with aft end of fuselage.

2 For initial engine run, install segment Nos. 2 and 6.

3 Segments shall be installed as symmetrically as possible about the vertical centreline.

4 One square inch of segment changes EGT approximately 12 degrees C (22 degrees F) with installation of segments increasing and removal decreasing EGT.

5 Allow a period of three minutes for temperature to stabilize after each nozzle setting.

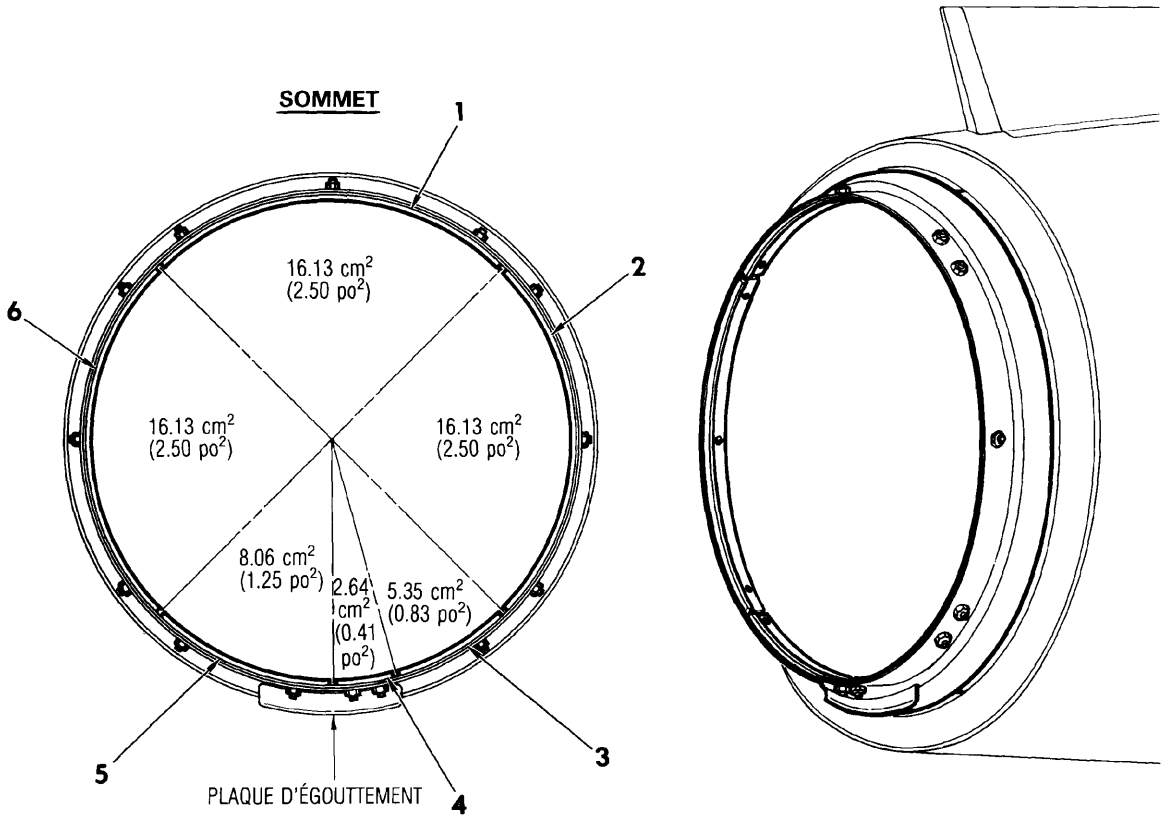
6 For complete information on segment installation, see text.

7 Establish a jetpipe area; this area trims engine performance in accordance with Figure 2-14, RPM Trim Chart

8 The idle speed will be affected by any trimming.

BOD02033

Figure 2-13 Jetpipe Nozzle Area Adjustment



NOTA

1 L'extrémité arrière de la tuyère et l'extrémité arrière du fuselage doivent être concentriques.

2 Pour la mise en marche initiale du réacteur, poser les segments nos 2 et 6.

3 Les segments doivent être posés le plus symétriquement possible par rapport à l'axe vertical.

4 Une variation de surface de segments d'un pouce carré fait varier l'EGT (température des gaz d'éjection) d'environ 12 degrés C (22 degrés F). La pose de segments augmente l'EGT; leur dépose la diminue.

5 Prévoir une période de trois minutes pour que la température se stabilise après chaque réglage de la buse d'éjection.

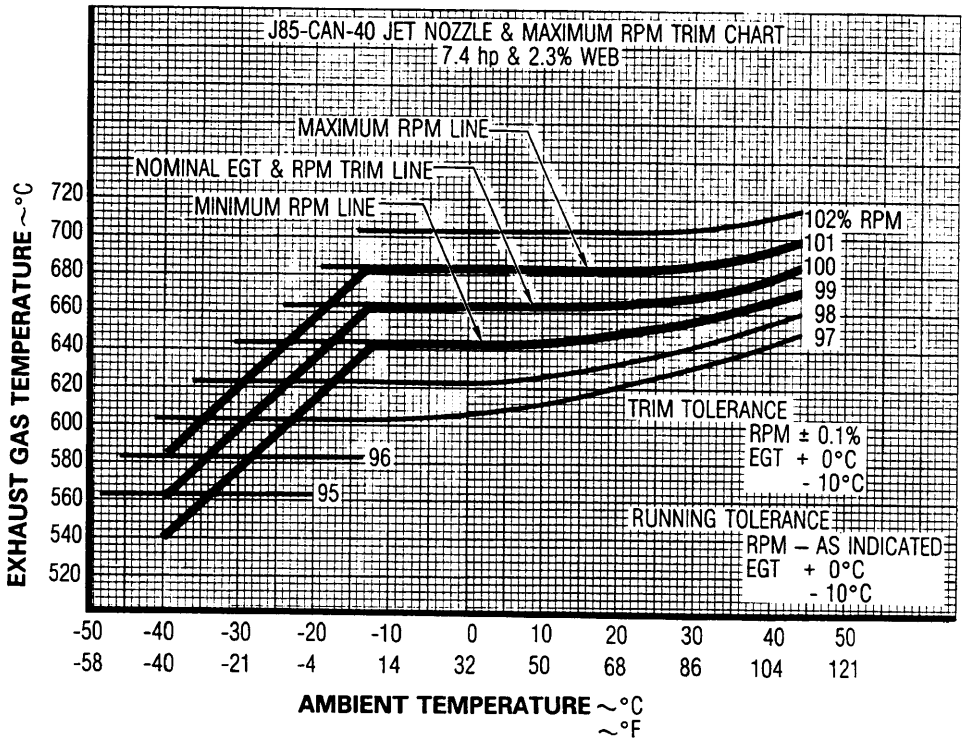
6 Pour plus de renseignements sur la pose des segments, voir le texte.

7 Établir la section de la tuyère pour que les performances du réacteur soient conformes à la figure 2-14, Graphique de réglage du régime.

8 Tout réglage modifiera le régime de ralenti.

BOD02034

Figure 2-13 Réglage de la buse d'éjection de la tuyère



STEPS

1 Operate engine and record RPM, EGT and OAT.

2 Plot RPM and EGT against prevailing OAT. If EGT, relative to RPM achieved, is not within trim tolerance, make a segment correction (see Figure 2-13 – Jetpipe Nozzle Area Adjustment) relative to RPM achieved before adjustment RPM.

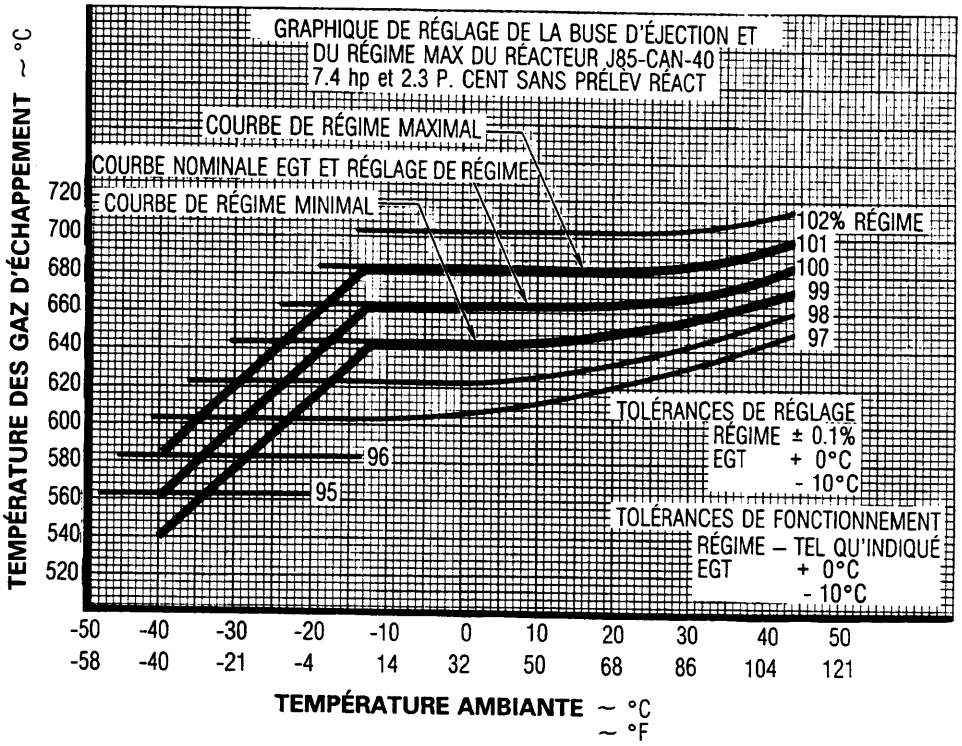
3 When jetpipe area is trimmed to obtain an EGT within the trim tolerance relative to RPM achieved, at the same time, if necessary, adjust maximum speed to bring RPM within required tolerance lines.

NOTE

RPM trim tolerance is plus or minus 0.1 percent whereas running tolerance is plus or minus 1 percent.

BOD02035

Figure 2-14 RPM Trim Chart



ÉTAPES

1 Faire tourner le réacteur et consigner le régime, l'EGT et la température extérieure.

2 Sur le graphique, marquer le régime et l'EGT pour la température extérieure existante. Si l'EGT, par rapport au régime existant, excède les tolérances de réglage, faire la correction des segments (voir figure 2-13, Réglage surface de la tuyère) en fonction du régime obtenu avant de régler le régime.

3 Quand la buse d'éjection de la tuyère est réglée pour une EGT dans les tolérances de réglage pour le régime obtenu, régler en même temps, au besoin, le régime, maximal pour amener le régime dans les tolérances exigées.

NOTA

La tolérance de réglage du régime est de plus ou moins 0.1 p. cent alors que la tolérance de fonctionnement est de plus ou moins 1 p. cent

BOD02036

Figure 2-14 Graphique de réglage du régime

comparison of readings of aircraft tachometer and Jetcal engine speed check will indicate accuracy of the aircraft tachometer system. When running the engine at the specified speed, temperature readings are made on the Jetcal potentiometer. If the temperature is not within tolerance (see Figure 2-14), the engine is stopped and segments (tabs) shall be added or removed as required. Engine is then run up and engine speed and temperature readings are again taken to ensure that the segments added or removed have brought the tailpipe temperature within tolerance.

92. On final engine trim run-up, check accuracy of aircraft tachometer system against limits laid down in C-16-C15-000/MS-001, Tables 701 and 704 (General Electric T.O. 5E6-2.59-13F). If within limits, make an entry in the CF-339 Aircraft Information Record. This information shall be taken into account when determining engine overspeed.

JETCAL ANALYSER PROCEDURE DURING NOZZLE AREA ADJUSTMENT

93. Proceed as follows:

a. With switches SW-1 and SW-7 in the OFF position, connect power inlet cable to Jetcal at receptacle P-1 and to a 110 volts 50 to 400 Hz ac power input.

b. Disconnect aircraft thermocouple leads at EGT indicator.

c. Connect aircraft thermocouple leads to correct terminals of switch box and connect jumper leads of switch box to correct leads of EGT indicator.

NOTE

The switch box (tabbing) is a double-pole double-throw switch. With the switch box in the circuit and switch SW-5 in the EGT position, the aircraft indicator is in the circuit. With switch SW-5 in the JETCAL position, the indication of the engine thermocouple harness is carried back to the Jetcal analyser.

d. Connect check cable to switch box and to receptacle S-2 in Jetcal.

e. Connect engine speed check adapter to instrument cable and instrument cable to Jetcal at receptacle P-3.

réacteur sur le potentiomètre Jetcal. Une comparaison des indications du tachymètre avion et du vérificateur de régime Jetcal permet de vérifier la précision du circuit du tachymètre avion. Si la température est hors tolérances (voir figure 2-14), arrêter le réacteur et ajouter ou enlever des segments selon les besoins. Faire ensuite un point fixe du réacteur et prendre de nouveau les lectures de régime et de température réacteur pour vérifier que l'addition ou l'enlèvement de segments a bien ramené la température du tuyau d'éjection dans les tolérances.

92. Au point fixe de réglage final du réacteur, vérifier la précision du circuit du tachymètre avion en fonction des limites données par C-16-C15-000/MS-001, tableaux 701 et 704 (General Electric T.O. 5E6-2.59-13F). Si les mesures sont dans les limites, les consigner dans le registre des renseignements avion CF-339. On doit tenir compte de ces renseignements lorsqu'on détermine la survitesse réacteur.

UTILISATION DE L'ANALYSEUR JETCAL PENDANT LE RÉGLAGE DE LA SECTION DE LA BUSE D'ÉJECTION

93. Procéder comme suit :

a. Avec les interrupteurs SW-1 et SW-7 sur OFF, brancher le câble d'arrivée d'alimentation dans l'analyseur Jetcal à la prise P-1 ainsi qu'à une entrée d'alimentation c.a., 110 volts, 50 à 400 Hz.

b. Débrancher les fils du thermocouple avion à l'indicateur EGT.

c. Brancher les fils du thermocouple avion aux bornes appropriées du boîtier de commutation, et brancher les cavaliers du boîtier aux fils appropriés de l'indicateur EGT.

NOTA

Le boîtier de commutation est un commutateur bipolaire bidirectionnel. Lorsque le boîtier de commutation est en circuit et que l'interrupteur SW-5 est sur EGT, l'indicateur avion est en circuit. Lorsque l'interrupteur SW-5 est sur JETCAL, l'indication du faisceau de thermocouple réacteur est renvoyée à l'analyseur Jetcal.

d. Brancher le câble de vérification au boîtier de commutation et à la prise S-2 du Jetcal.

e. Brancher l'adaptateur de vérification de régime au câble d'instruments, puis le câble d'instruments au Jetcal à la prise P-3.

f. Disconnect receptacle from aircraft tachometer indicator.

g. Connect matching receptacles of engine speed check adapter to aircraft tachometer cable and tachometer.

CAUTION

The thermocouple harness shall be checked before engine run-up because the circuit shall be correct before the thermocouples can be used for true EGT pick-up.

h. Set switch SW-5 on switch box to the EGT position.

NOTE

The EGT indicator shall be used on initial run-up to permit the detection of a hot start.

i. During run-up, take all engine speed readings on rpm check in Jetcal.

j. Set switch SW-1 to T/C position.

k. Set switch SW-2 to CHECK CABLE position.

l. Set up potentiometer on Jetcal analyser as follows:

(1) Set switch SW-6 to MECH ZERO position. Zero GALVO-1 by turning MECH ZERO knob.

(2) Set switch SW-6 to RANGE position to take temperature readings. Temperature readings are made on potentiometer by adjusting temperature selector knob until GALVO-1 reads zero. Temperature reading appears on degrees C scale.

m. Set switch SW-5 on switch box to JETCAL position.

n. Read temperature of engine thermocouples on potentiometer.

o. Reverse sign of thermocouple harness error (determine actual thermocouple harness

f. Débrancher la prise au tachymètre avion.

g. Brancher les prises correspondantes de l'adaptateur de vérification de régime au câble du tachymètre avion et au tachymètre.

ATTENTION

Vérifier le faisceau de thermocouple avant de faire le point fixe du réacteur, car le circuit doit être en bon état pour que les thermocouples puissent être utilisés pour mesure la température des gaz d'éjection (EGT) vraie.

h. Mettre l'interrupteur SW-5 du boîtier de commutation sur EGT.

NOTA

Lors du point fixe initial, utiliser l'indicateur EGT pour pouvoir détecter tout démarrage à chaud.

i. Pendant le point fixe, prendre toutes les mesures de régime sur le vérificateur de régime du Jetcal.

j. Mettre l'interrupteur SW-1 sur T/C.

k. Mettre l'interrupteur SW-2 sur CHECK CABLE.

l. Régler le potentiomètre sur l'analyseur Jetcal comme suit :

(1) Mettre l'interrupteur SW-6 sur MECH ZERO. Mettre GALVO-1 à zéro en tournant le bouton MECH ZERO.

(2) Mettre l'interrupteur SW-6 sur RANGE pour prendre les mesures de température. Faire les lectures de température sur le potentiomètre en réglant le bouton sélecteur de température jusqu'à ce que GALVO-1 indique zéro. La température est indiquée sur une échelle graduée en degrés C.

m. Mettre l'interrupteur SW-5 du boîtier de commutation sur JETCAL.

n. Faire la lecture de température des thermocouples réacteur sur le potentiomètre.

o. Inverser le signe de l'erreur du faisceau de thermocouple (déterminer l'erreur réelle du

error [see C-12-114-0E0/MF-001]) and algebraically add to potentiometer reading to obtain true EGT.

NOTE

This temperature shall fall within allowable limits at maximum engine speed for the engine.

p. If temperature limits are not within established tolerance, segments shall be added or removed as required (see Paragraph 95).

94. For full information on the Jetcal analyser and its operation, see C-67-H44-000/MN-000.

JETPIPE NOZZLE AREA ADJUSTMENT

95. When adjusting jetpipe nozzle area, the segment pattern shall conform to the following requirements in order to preserve directional stability (see Figure 2-13):

a. For initial engine run and when two 90-degree arc segments are required, two 90-degree arc segments shall be installed in positions 2 and 6 symmetrical to the vertical centreline of the jetpipe.

CAUTION

When it is not necessary to segment completely the whole of the No. 1 position quadrant, symmetry shall be maintained as far as possible about the 12 o'clock position, leaving the gap at the uppermost position.

b. If an area less than covered by two 90-degree arc segments is required, one 90-degree arc segment shall be installed symmetrically at the 6 o'clock position. Any additional smaller segments shall be installed within the top quadrant (position 1).

NOTE

Installing a 90-degree arc segment at the 6 o'clock position will necessitate drilling an extra hole, approximately central, in

faisceau de thermocouple [voir C-12-114-0E0/MF-001]) et l'additionner algébriquement à la valeur lue sur le potentiomètre pour obtenir la température des gaz d'éjection (EGT) vraie.

NOTA

Cette température doit se situer dans les limites admissibles au régime maximal du réacteur.

p. Si les limites de température ne sont pas dans les tolérances établies, ajouter ou enlever des segments selon les besoins (voir paragraphe 95).

94. Pour plus de renseignements sur l'analyseur Jetcal et son fonctionnement, voir C-67-H44-000/MN-000.

RÉGLAGE DE LA SECTION DE LA BUSE D'ÉJECTION DE LA TUYÈRE

95. Lors du réglage de la section de la buse d'éjection de la tuyère, la disposition des segments doit être conforme aux exigences suivantes, de façon à préserver la stabilité directionnelle (voir figure 2-13) :

a. Pour le point fixe initial et lorsque deux segments de 90 degrés d'arc sont nécessaires, installer ces deux segments aux positions 2 et 6, en symétrie par rapport à l'axe vertical de la tuyère.

ATTENTION

Quand il n'est pas nécessaire de mettre des segments sur tout le quadrant n° 1, maintenir la symétrie autant que possible par rapport à la position 12 heures, en laissant l'écartement à la position la plus haute.

b. S'il faut une section inférieure à celle qui est couverte par deux segments de 90 degrés d'arc, poser un segment de 90 degrés d'arc symétriquement à la position 6 heures. Tout segment supplémentaire plus petit doit être installé dans le quadrant supérieur (position 1).

NOTA

Pour la pose d'un segment de 90 degrés d'arc à la position 6 heures, il est nécessaire de percer un trou supplémentaire, à

either the segment or jetpipe, using existing holes in either as a guide. Use a No. 10 0.490 cm (0.193 in.) diameter drill. Countersink the hole. Similarly, the installation of smaller segments within the top quadrant (position 1) will necessitate drilling extra holes as for the 90-degree arc segment, using existing holes in segments or jetpipe as a guide.

c. If, in addition to the two 90-degree arc segments referred to in Step a, one to three of the smaller segments are required, these shall be installed at positions 3, 4 and 5 using existing holes.

d. If more segment area is required than that covered by the installation of two 90-degree arc segments in positions 2 and 6 and the three smaller segments in positions 3, 4 and 5, then a third 90-degree arc segment shall be installed. This will be installed in the lower quadrant (positions 3, 4 and 5) and the selection from the smaller segments installed in accordance with Step b within the top quadrant.

NOTE

After any trim adjustment, check the idle speed. Record the final segment pattern.

REMOVAL AND INSTALLATION OF ENGINE

GENERAL

96. Observe the following procedures and precautions during the removal and installation of the engine and its components:

a. For access doors and panels used during engine removal and installation, see Paragraph 8, Figure 2-2 and C-12-114-000/MF-001, Figure 1-4.

b. While removing engine from or inserting engine into the fuselage, station personnel in proper locations to safeguard the engine and its associated equipment in the fuselage from damage during movement of engine.

c. To assist in assembly procedure, identify mating parts removed or disconnected. Note

peu près au centre, dans le segment ou dans la tuyère, en se guidant sur les trous existants de l'un ou de l'autre. Utiliser un foret n° 10 de 0.490 cm (0.193 po) de diamètre. Fraiser le trou. De la même façon, pour la pose de segments plus petits dans le secteur supérieur (position 1), il faudra percer des trous supplémentaires, comme pour le segment de 90 degrés d'arc, en utilisant les trous existants des segments ou de la tuyère comme guides.

c. Si, en plus des deux segments de 90 degrés mentionnés à l'étape a, il est nécessaire de poser de un à trois segments plus petits, les installer aux positions 3, 4 et 5, en se guidant sur les trous existants.

d. S'il faut une section supérieure à celle qui est couverte par deux segments de 90 degrés d'arc aux positions 2 et 6 et trois segments plus petits aux positions 3, 4 et 5, il faut alors installer un troisième segment de 90 degrés. Poser ce segment dans le secteur inférieur (positions 3, 4 et 5), et poser les segments plus petits choisis, conformément à l'étape b, dans le secteur supérieur.

NOTA

Après tout réglage, vérifier le régime de ralenti. Consigner la disposition finale des segments.

DÉPOSE ET POSE DU RÉACTEUR

GÉNÉRALITÉS

96. Pour la pose et la dépose du réacteur et de ses éléments, observer les méthodes et précautions suivantes :

a. Pour les trappes et panneaux d'accès utilisés pendant la dépose et la pose du réacteur, voir paragraphe 8, figure 2-2 et C-12-114-000/MF-001, figure 1-4.

b. Quand on introduit le réacteur dans le fuselage ou qu'on l'en retire, placer le personnel aux endroits appropriés pour éviter que le réacteur et l'équipement connexe dans le fuselage ne s'endommage pendant le déplacement.

c. Pour faciliter le montage, identifier les pièces de contact correspondantes qui ont été

location and relative position of each fitting being transferred to a replacement unit.

d. Blank off or cap all openings on the removed units and on the engine immediately after disconnecting. Drain fluid-bearing lines during disassembly and seal with metal caps or other approved covers.

e. Place removed hardware such as bolts, screws, washers, clamps and other loose small parts into cotton or plastic bags, seal and attach bags to the component where they will be used on subsequent installation.

f. Do not remove blanking covers or caps from the engine, engine accessories and system lines until just prior to installation.

g. Use extreme care and cleanliness while handling engine parts and accessories. Use all precautions necessary to prevent foreign matter from entering the engine or engine systems. Ensure that mating flanges are not damaged in any way and are free from foreign matter when installing mating parts.

h. Use new gaskets, O-ring seals, tab-washers and cotter pins during installation. Install seals of the Gask-O-Seal type dry directly from package, and ensure that they are correctly positioned to preclude leakage after assembly.

i. Where specific torque values are not given, see C-12-010-040/TR-023 for standard torque values.

REMOVAL OF ENGINE

97. Proceed as follows (see Figure 2-15):

a. Disconnect and roll away aft fuselage together with jetpipe (see C-12-114-0A0/MF-001).

déposées ou détachées. Noter l'emplacement et la position relative de chaque raccord à transférer sur un dispositif de rechange.

d. Obturer ou boucher toutes les ouvertures sur les dispositifs déposés et sur le réacteur immédiatement après le débranchement. Vidanger les conduites de liquide pendant le démontage et les sceller avec des bouchons métalliques ou autres obturateurs approuvés.

e. Placer la quincaillerie déposée, comme les boulons, vis, rondelles, colliers et autres petites pièces détachées, dans des sacs de coton ou de plastique, puis sceller et fixer ces sacs à l'élément sur lequel ils seront posés ultérieurement.

f. Ne pas enlever les obturateurs ni les capuchons du réacteur, des accessoires réacteur et des conduites de circuits avant la pose.

g. Manipuler les pièces et accessoires du réacteur avec un soin et un propreté extrêmes. Observer toutes les précautions nécessaires pour prévenir l'entrée de corps étrangers dans le réacteur ou dans ses circuits. S'assurer que les brides de contact correspondantes ne sont aucunement endommagées et sont exemptes de corps étrangers lors de la pose des pièces de contact.

h. Utiliser des joints plats, joints toriques, des rondelles à patte et des goupilles fendues neufs pour la pose. Poser des joints de type Gask-O-Seal, secs directement de l'emballage, et s'assurer qu'ils sont bien positionnés pour éviter les fuites après le montage.

i. Lorsque les valeurs de couple de serrage ne sont pas spécifiées, voir C-12-010-040/TR-023 pour les valeurs de serrage normalisées.

DÉPOSE DU RÉACTEUR

97. Procéder comme suit (voir figure 2-15) :

a. Détacher et éloigner le fuselage arrière d'un bloc avec la tuyère (voir C-12-114-0A0/MF-001).

b. Disconnect power plant system connectors at all engine break points except for engine main and forward mounts. Cap or blank off all openings immediately after disconnecting.

NOTE

Disconnect points for engine removal are marked with a 1.27 cm (0.5 in.) wide solid band or dot of orange paint.

c. Attach engine sling (see C-12-114-000/ MF-001, Figure 1-5, Item 19) to engine ground equipment support lugs and support engine on crane or hoist.

d. Disconnect forward engine mount at lower rod-end. Disconnect forward strut of engine main mount at trunnion housing on each side of fuselage. Remove engine mount trunnion locking plates. (For engine main and forward mounts, see Figure 2-3.)

e. Check that all engine break points are disconnected. Secure engine system lines and electrical harness to engine or to fuselage, as applicable, to avoid damage and obstruction during engine removal.

CAUTION

To prevent snagging of electrical wires during engine removal, swing the forward mount turnbuckle down before it reaches the frame at FS 300 to which the electrical wires are clamped.

CAUTION

To prevent the engine bleed valve duct from damaging the RH strut and jet pump, ensure that the engine has sufficient clearance and does not come into contact with the strut.

f. Swing engine main mounts aft and move engine out of forward fuselage.

b. Débrancher les connecteurs des circuits du groupe turboréacteur à tous les points de raccordement du réacteur, sauf aux attaches principales et avant du réacteur. Obturer ou couvrir toutes les ouvertures immédiatement après le débranchement.

NOTA

Les points de débranchement pour la dépose du réacteur sont marqués par un trait plein de 1.27 cm (0.5 po) de large ou par un point de couleur orange.

c. Accrocher l'élingue réacteur (voir C-12-114-000/ MF-001, figure 1-5, article 19) aux pattes de support de l'équipement au sol, et soutenir le réacteur au moyen d'une grue ou d'un palan.

d. Détacher l'attache réacteur avant à l'embout de tige inférieur. Détacher la jambe de force avant de l'attache réacteur principale, au logement du tourillon de chaque côté du fuselage. Déposer les plaques de verrouillage du tourillon d'attache réacteur. (Pour les attaches réacteur principales et avant, voir figure 2-3.)

e. Vérifier que tous les points de raccordement du réacteur sont détachés. Fixer les conduites des circuits réacteur et le faisceau électrique du réacteur ou du fuselage, selon le cas, pour éviter tout dommage ou obstruction pendant la dépose du réacteur.

ATTENTION

Pour éviter que les fils électriques se coincent pendant la dépose du réacteur, tourner le tendeur d'attache avant vers le bas avant qu'il atteigne le cadre à FS 300, auquel les fils électriques sont attachés.

ATTENTION

Pour éviter que la conduite de la vanne de prélèvement réacteur endommage la jambe de force de droite et la pompe venturi, s'assurer que le réacteur a un dégagement suffisant et n'entre pas en contact avec la jambe.

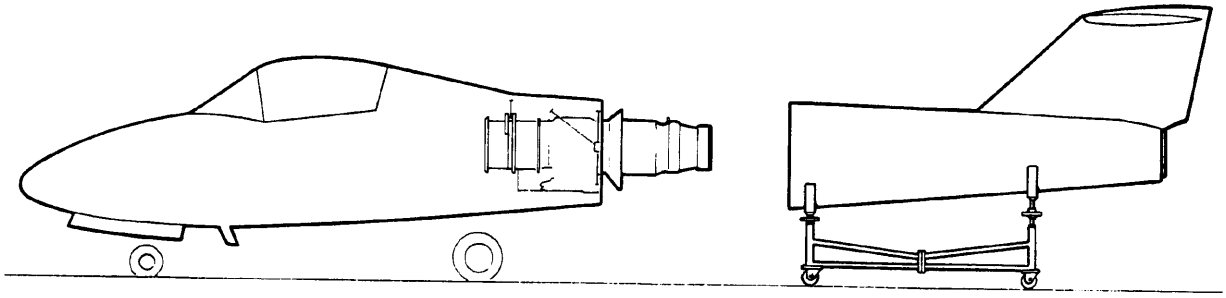
f. Tourner les attaches réacteur principales vers l'arrière et sortir le réacteur du fuselage avant.

REMOVAL

1 Disconnect and roll away aft fuselage together with jetpipe.

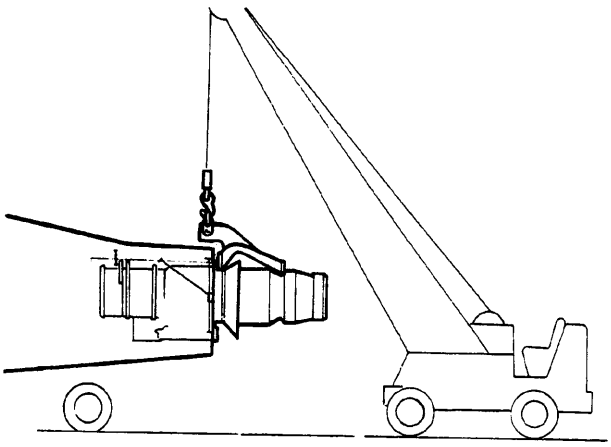
INSTALLATION

For the installation of the engine, reverse the removal procedure and see text.



2 Disconnect power plant systems at break points.

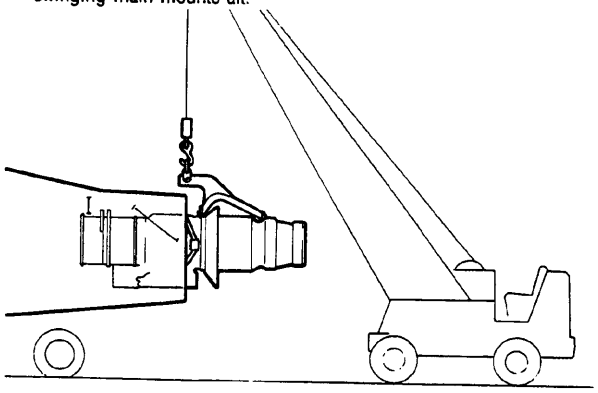
3 Attach engine sling as shown.



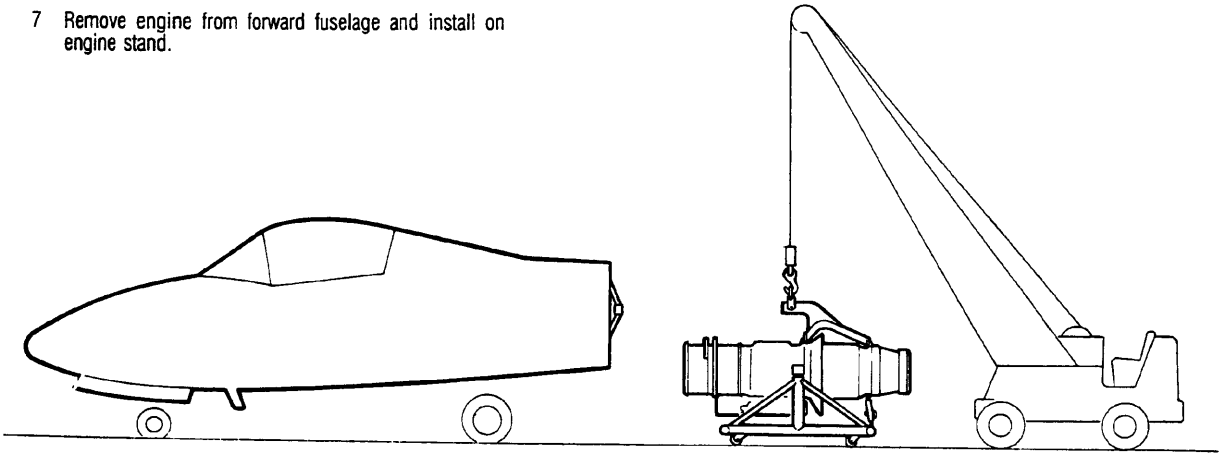
4 Just take up engine weight on crane.

5 Disconnect engine mounts.

6 Move engine to maximum aft position, at the same time swinging main mounts aft.



7 Remove engine from forward fuselage and install on engine stand.



BOD02037

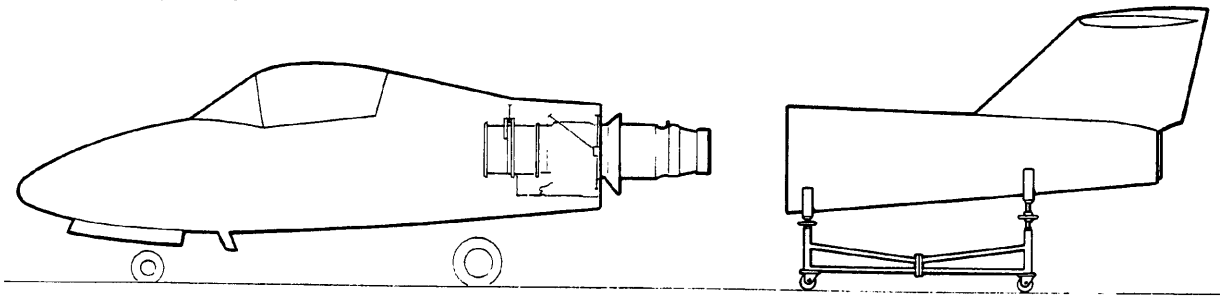
Figure 2-15 (Sheet 1 of 3) Removal and Installation of Engine

DÉPOSE

1 Détacher le fuselage arrière avec la tuyère et les écarter de l'avion par roulage.

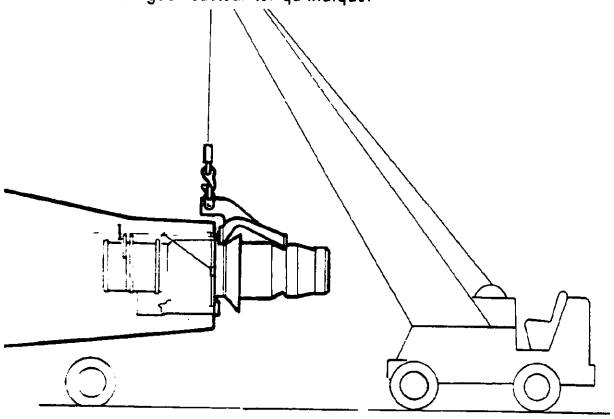
POSE

Pour la pose du réacteur, appliquer la méthode de dépose en sens inverse et voir le texte.



2 Débrancher les circuits du groupe turboréacteur à leurs points de raccordement.

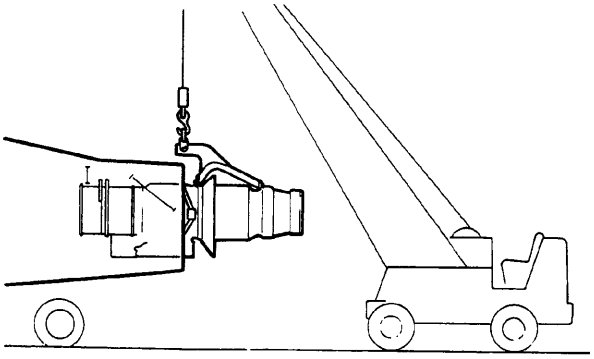
3 Fixer l'élingue réacteur tel qu'indiqué.



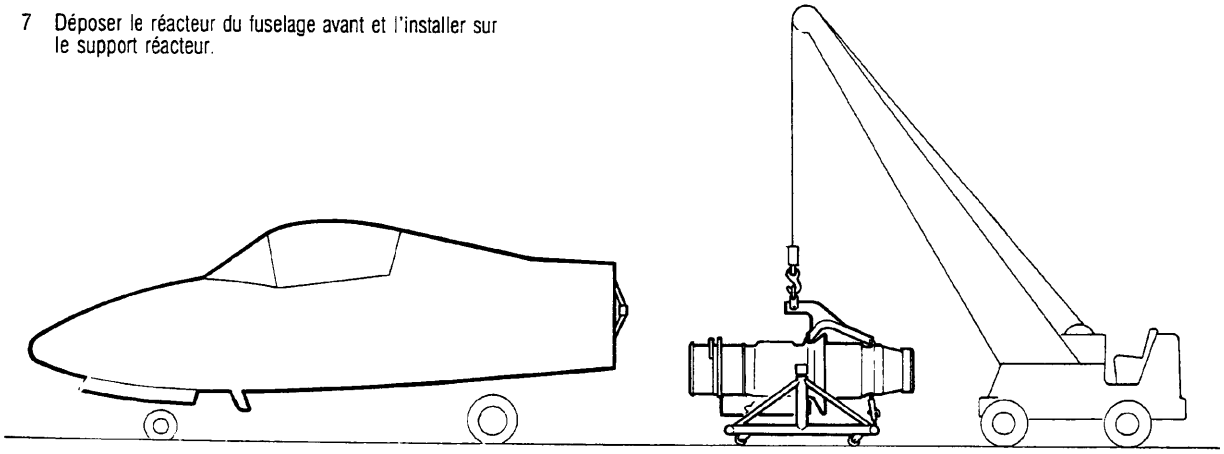
4 Soulever le réacteur juste assez pour que la grue en soutienne le poids.

5 Détacher les attaches réacteur.

6 Reculer le réacteur au maximum tout en déplaçant les attaches réacteur vers l'arrière.



7 Déposer le réacteur du fuselage avant et l'installer sur le support réacteur.



BOD02038

Figure 2-15 (feuille 1 de 3) Dépose et pose du réacteur

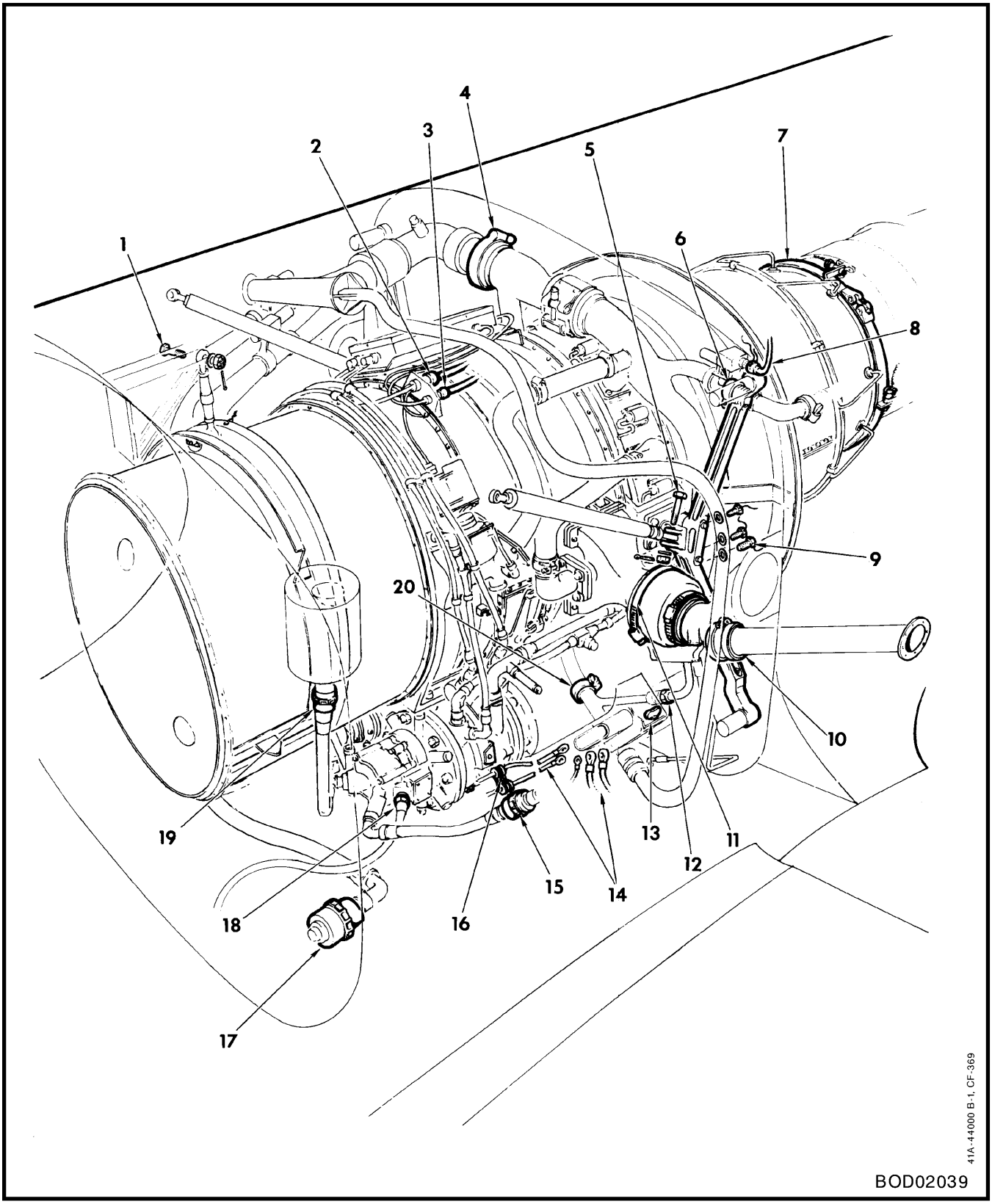


Figure 2-15 (Sheet 2 of 3) Removal and Installation of Engine

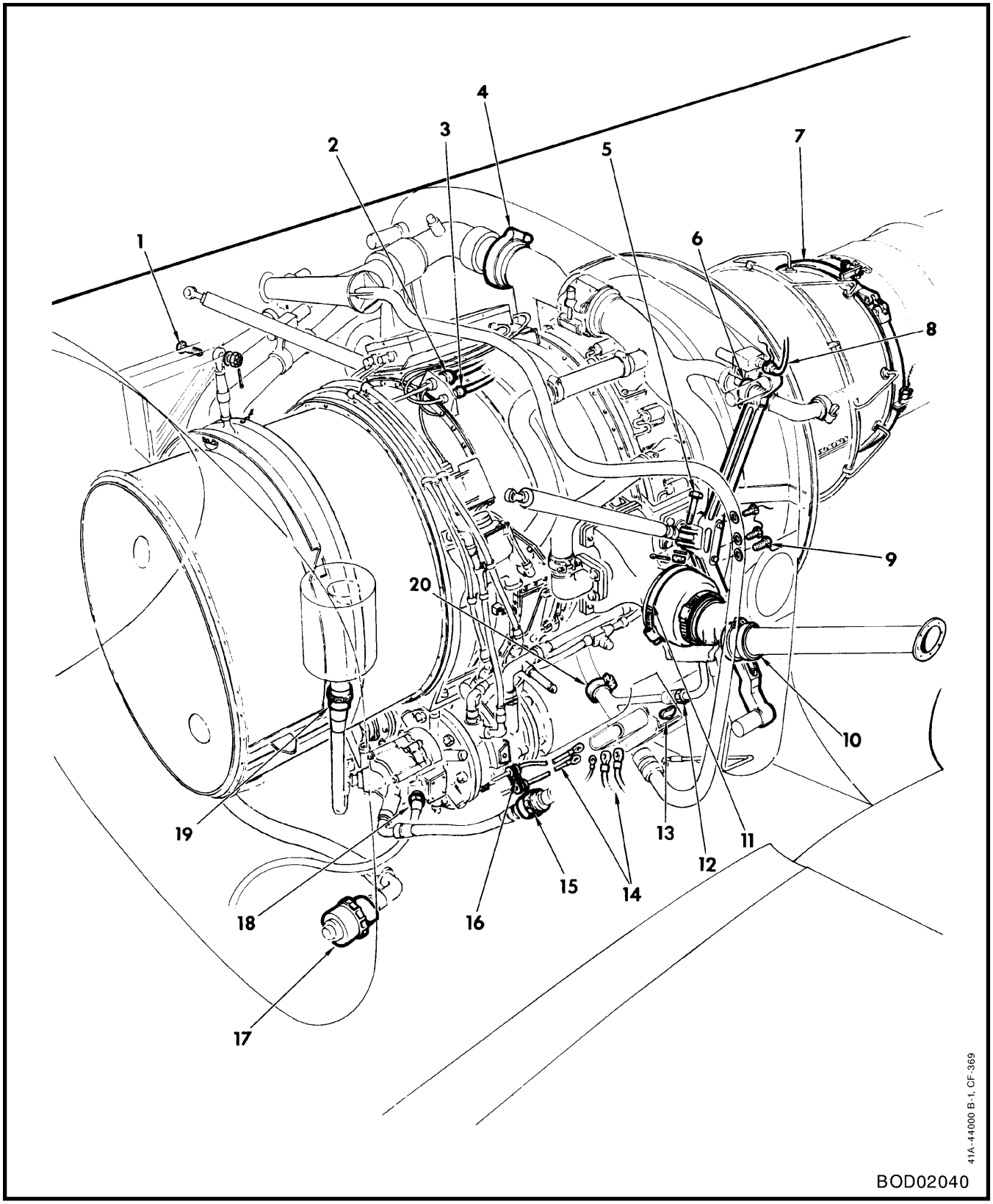
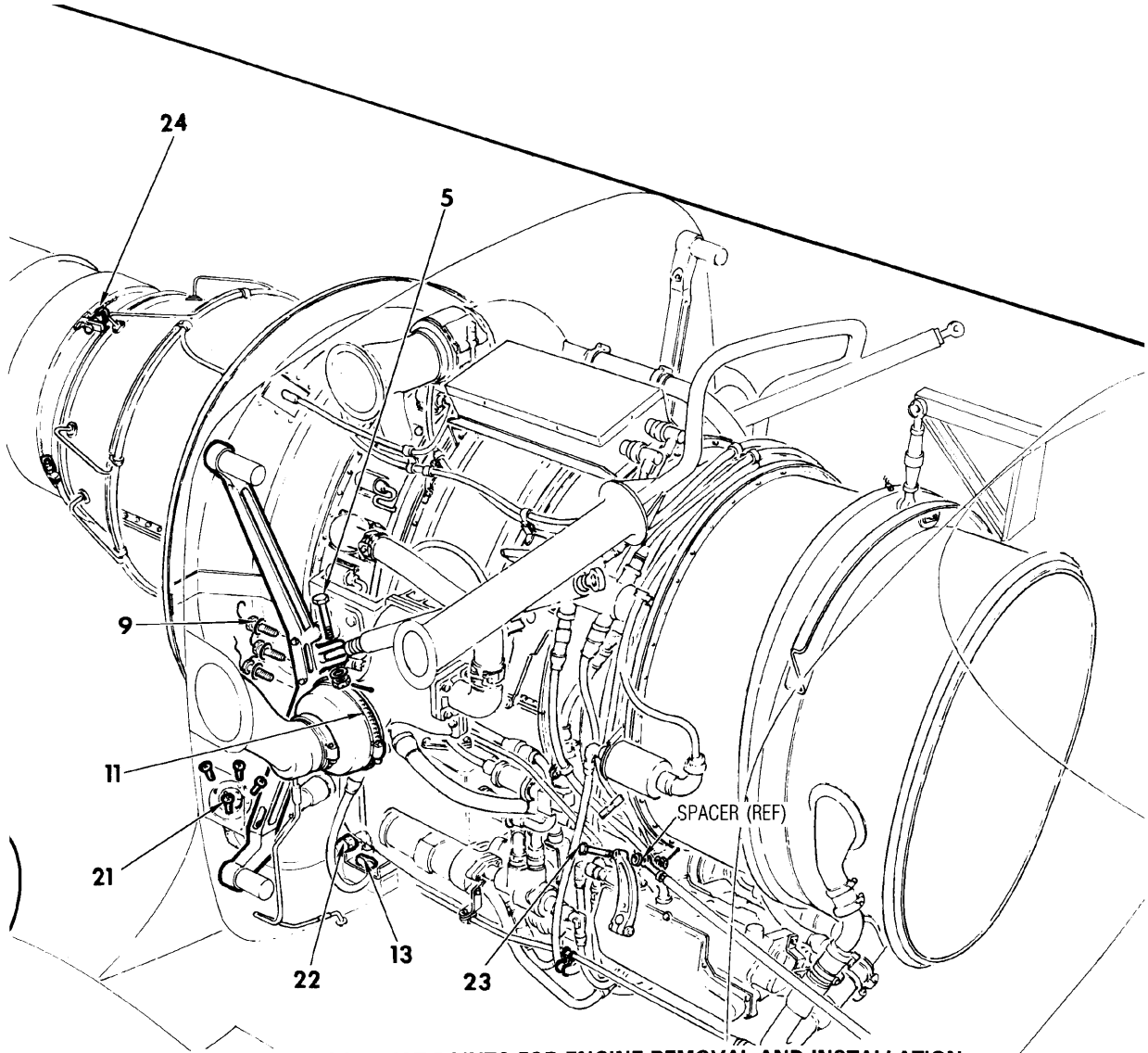


Figure 2-15 (feuille 2 de 3) Dépose et pose du réacteur



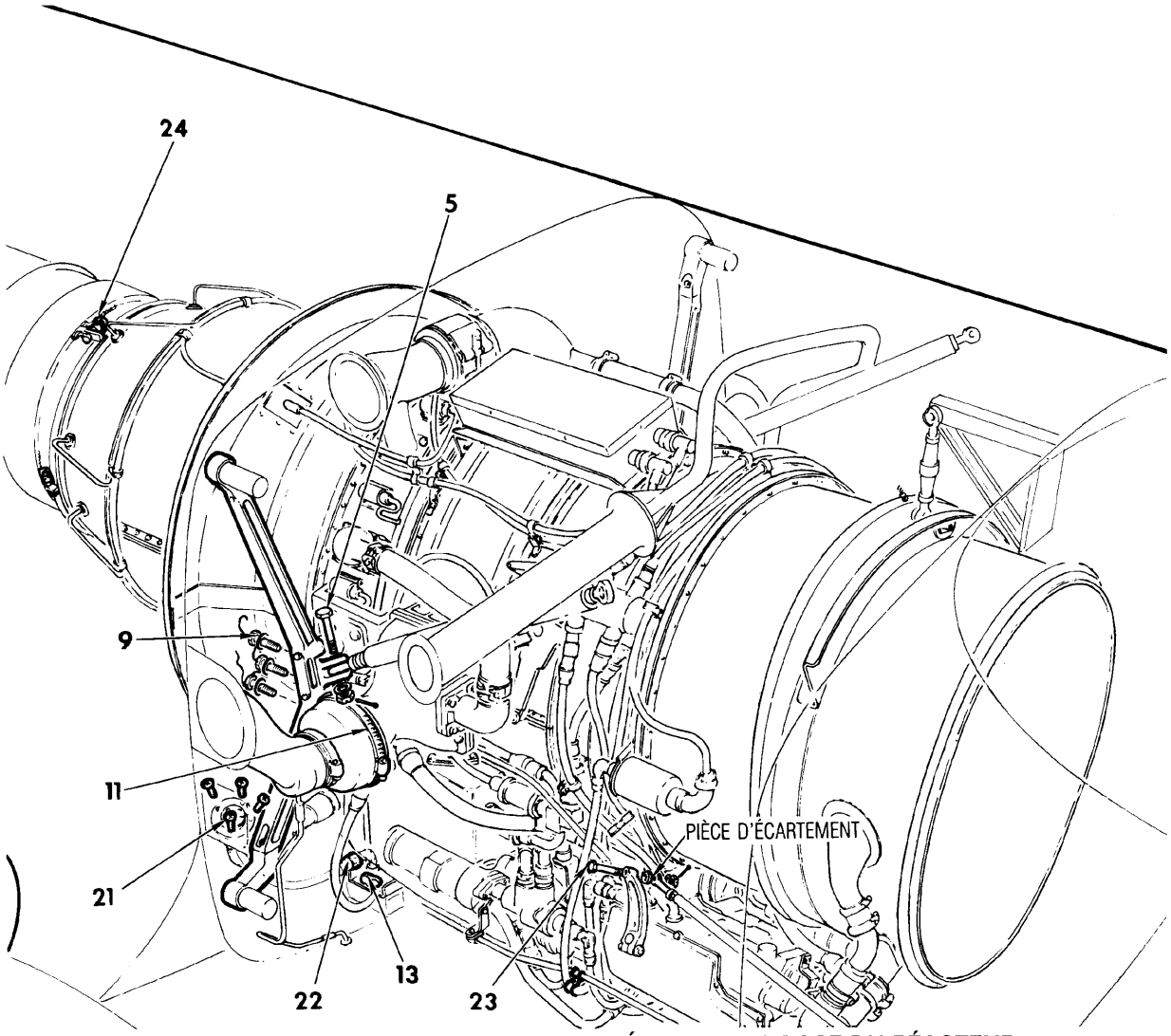
BREAK AND CONNECT POINTS FOR ENGINE REMOVAL AND INSTALLATION

1 Forward engine mount – bolt
2 Main electrical distribution harness – plug
3 Thermocouple harness – plug
4 Bleed air system duct – clamp
5 Main engine mount adjustable strut – bolt
6 Zone 2 cooling flexible elbow – clamp
7 Jetpipe attachment – clamp
8 Zone 2 cooling shutoff valve – electrical plug
9 Engine mounting trunnion locking plate – 3 bolts
10 Generator cooling jet pump – clamp
11 Compressor bleed roll-back flexible connector – clamp
12 Generator cooling duct assembly – coupling nut
13 Drain manifold– quick-release fastener
14 Starter/generator cables – 3 nuts
15 Hydraulic pressure line – quick-disconnect
16 Starter/generator cable support to bracket – screw
17 Fuel feed line – quick-disconnect
18 Hydraulic bypass line – coupling nut
19 Hydraulic suction line – quick-disconnect
20 Zone 1 and generator cooling duct – clamp
21 Oil filler assembly – 4 screws
22 Oil filler scupper drain line – coupling nut
23 Main fuel control lever – bolts'
24 Jetpipe clamp safety latch – 4 quick-disconnect pins

CF-369

BOD02041

Figure 2-15 (Sheet 3 of 3) Removal and Installation of Engine



POINTS DE RACCORDEMENT POUR LA DÉPOSE ET LA POSE DU RÉACTEUR

1 Attache réacteur avant – boulon
2 Faisceau de distribution électrique principale – fiche
3 Faisceau de thermocouple – fiche
4 Conduite de prélèvement d'air – bride
5 Jambe de force réglable d'attache principale – boulon
6 Raccord coudé flexible de refroidissement zone 2 – bride
7 Fixation de tuyère – bride
8 Vanne d'arrêt de refroidissement zone 2 – fiche électrique
9 Plaquette-frein de tourillon d'attache réacteur – 3 boulons
10 Pompe venturi de refroidissement de génératrice – bride
11 Raccord flexible enroulable de prélèvement compresseur – bride
12 Conduite de refroidissement de génératrice – écrou d'accouplement
13 Collecteur de drainage – fixation rapide
14 Câbles de la génératrice-démarreur – 3 écrous
15 Conduite de pression hydraulique – raccord rapide
16 Support de câble de génératrice-démarreur sur ferrure – vis
17 Conduite d'alimentation carburant – raccord rapide
18 Conduite de dérivation hydraulique – écrou d'accouplement
19 Conduite d'aspiration hydraulique – raccord rapide
20 Conduite de refroidissement zone 1 et génératrice – bride
21 Raccord de remplissage d'huile – 4 vis
22 Conduite du drain de dalot du raccord de remplissage d'huile – écrou d'accouplement
23 Levier du régulateur carburant – boulon
24 Verrou de sécurité de la bride de serrage de la tuyère – 4 goupilles rapides

CF-369

BOD02042

Figure 2-15 (feuille 3 de 3) Dépose et pose du réacteur

g. Temporarily attach trunnion locking plates to main engine mounts.

REMOVAL OF ENGINE BUILD-UP KIT

98. Prior to installation of the engine in a shipping container for transportation to the overhaul facility, it is necessary to remove or disconnect the following components (see Figure 2-16):

CAUTION

To prevent entry of foreign matter into the engine, blank off or cap each opening immediately after a component has been removed or disconnected.

a. Fuel feed line from fuel inlet.

b. Engine drain manifold and drain (see Figure 2-2).

c. Hydraulic pump and two hydraulic lines (see C-12-114-0B0/MF-001).

d. Starter/generator and cooling jet pump duct assembly (see Part 8).

e. Bracket supporting drain lines and bracket supporting generator cables from accessory drive gearbox. Install screws back into gearbox.

f. Zone 2 cooling shut-off valve.

g. Compressor interstage bleed overboard ducts and compressor eighth-stage pressure relief valve ducts and elbows.

h. Oil tank filler assembly (see Part 7).

i. Zone 1 cooling bleed air adapter duct.

j. Engine firewall (see Paragraph 33).

k. Tachometer/generator (see Paragraph 69).

g. Fixer provisoirement les plaques de verrouillage de tourillon aux attaches réacteur principales.

DÉPOSE DE L'ÉQUIPEMENT RÉACTEUR

98. Avant l'installation du réacteur dans un conteneur d'expédition en vue du transport vers l'atelier de révision, il est nécessaire d'enlever ou de débrancher les éléments suivants (voir figure 2-16) :

ATTENTION

Pour empêcher la pénétration des corps étrangers dans le réacteur, obturer ou couvrir chaque ouverture immédiatement après qu'un élément a été enlevé ou débranché.

a. Conduite d'alimentation carburant, à l'arrivée carburant.

b. Collecteur de drainage et drain du réacteur (voir figure 2-2).

c. Pompe hydraulique et deux conduites hydrauliques (voir C-12-114-0B0/MF-001).

d. Génératrice-démarreur et conduite de la pompe venturi de refroidissement (voir Partie 8).

e. Ferrure supportant les conduites de drainage et ferrure supportant les câbles de la génératrice, au boîtier d'entraînement des accessoires. Remettre les vis dans le boîtier d'entraînement des accessoires.

f. Robinet d'arrêt de refroidissement zone 2.

g. Conduites de décharge de prélèvement inter-étages compresseur et conduites de la soupape de surpression du huitième étage du compresseur avec les coudes.

h. Raccord de remplissage du réservoir d'huile (voir Partie 7).

i. Conduite d'adaptateur de prélèvement d'air de refroidissement zone 1.

j. Cloison pare-feu réacteur (voir paragraphe 33).

k. Génératrice tachymétrique (voir paragraphe 69).

l. Oil pressure transmitter and its oil hose.

m. Oil temperature warning switch.

n. Main fuel control lever from Main Fuel Control (MFC) unit.

o. Engine air intake adapter with aspirator assembly tubes, and forward mount turnbuckle (see Paragraph 45).

CAUTION

Do not slacken or remove the four red painted bolts installed through the front frame flange and the accessory drive gearbox support. These bolts maintain the alignment of the gearbox to the engine.

p. Engine trunnions. Install transit trunnions (see Paragraph 13).

99. When engine has been stripped of all the components that are not to be sent to repair depot or overhaul facility, install engine in transportation container (see C-14-165-000/MF-000 and C-12-114-000/VP-000).

POWER PLANT BUILD-UP

100. After receipt of the engine from the overhaul depot, the engine shall be prepared for installation in the aircraft as follows (see Figure 2-16):

NOTE

Preserve all transportation blanking pads, plugs and transit trunnions for future return of engine to overhaul facility.

a. See Paragraph 96 for general procedures and precautions to be observed during engine build-up.

b. See C-14-165-000/MF-000, Part 3, Section 6 for removal of engine from pressurized container.

c. Install engine sling (see C-12-114-000/ MF-001, Figure 1-5, Item 19) to engine ground equipment support lugs.

l. Transmetteur de pression d'huile et son tuyau d'huile.

m. Contacteur d'alarme de température d'huile.

n. Levier de commande de régulation carburant, au régulateur carburant.

o. Adaptateur d'entrée d'air réacteur et tubes d'aspirateur, et tendeur d'attache réacteur avant (voir paragraphe 45).

ATTENTION

Ne pas desserrer ni enlever les quatre boulons peints en rouge qui sont installés dans la bride du carter d'admission et dans le support du boîtier d'entraînement des accessoires. Ces boulons assurent l'alignement du boîtier d'entraînement des accessoires sur le réacteur.

p. Tourillons réacteur. Poser des tourillons de transport (voir paragraphe 13).

99. Quand le réacteur a été débarrassé de tous les éléments qui ne doivent pas être envoyés au dépôt de réparation ou à l'atelier de révision, installer le réacteur dans un conteneur de transport (voir C-14-165-000/MF-000 et C-12-114-000/VP-000).

ÉQUIPEMENT RÉACTEUR

100. Sur réception du réacteur en provenance du dépôt de révision, préparer le réacteur pour sa pose dans l'avion comme suit (voir figure 2-16) :

NOTA

Conserver tous les bouchons, obturateurs, et tourillons utilisés pour le transport, en cas de renvoi ultérieur du réacteur à l'atelier de révision.

a. Voir paragraphe 96 pour les méthodes générales et précautions à observer pendant le montage de l'équipement réacteur.

b. Voir C-14-165-000/MF-000, Partie 3, Section 6, pour l'enlèvement du réacteur d'un conteneur pressurisé.

c. Accrocher l'élingue réacteur (voir C-12-114-000/ MF-001, figure 1-5 article 19) aux pattes de support de l'équipement au sol du réacteur.

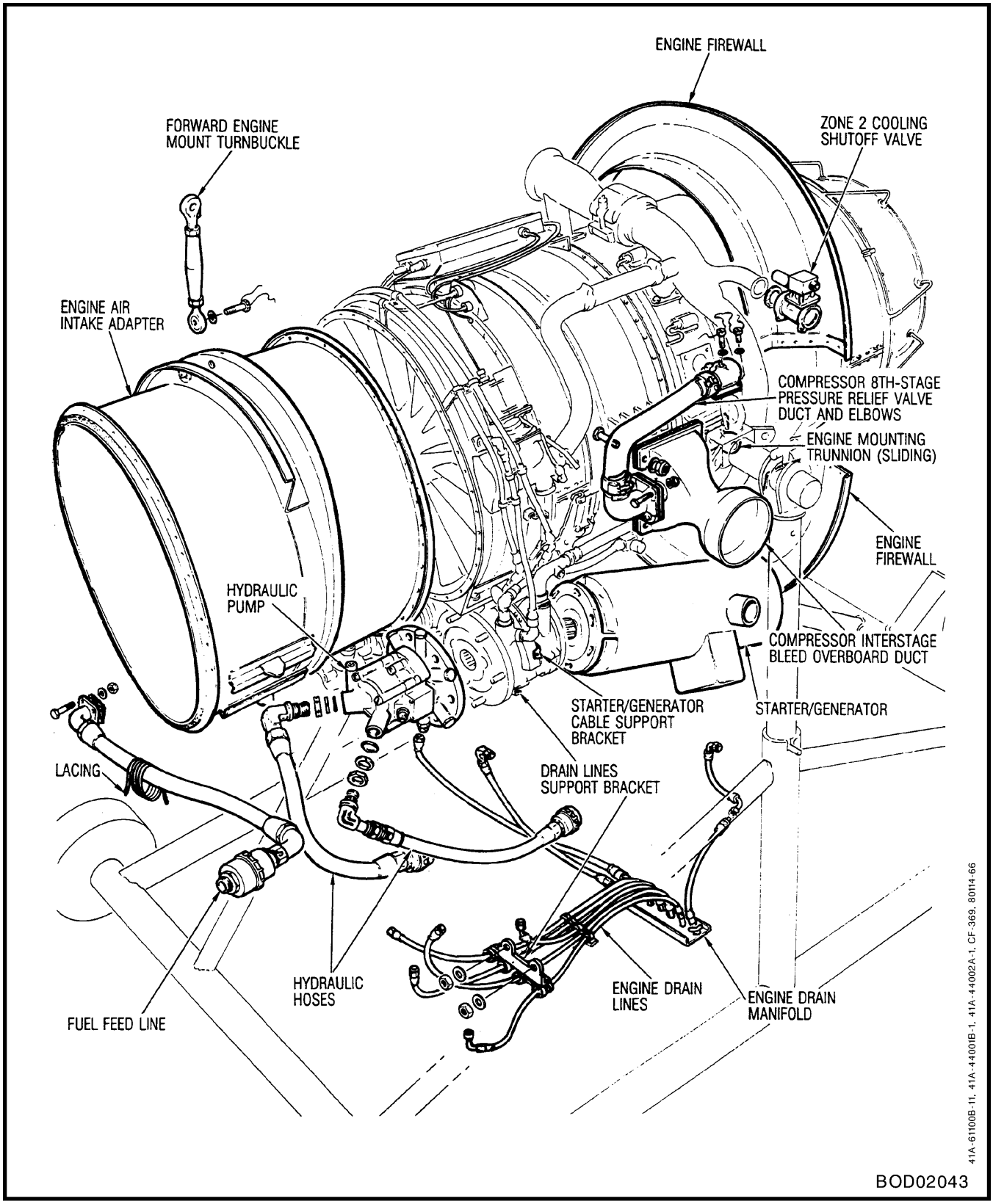


Figure 2-16 (Sheet 1 of 2) Power Plant Build-up

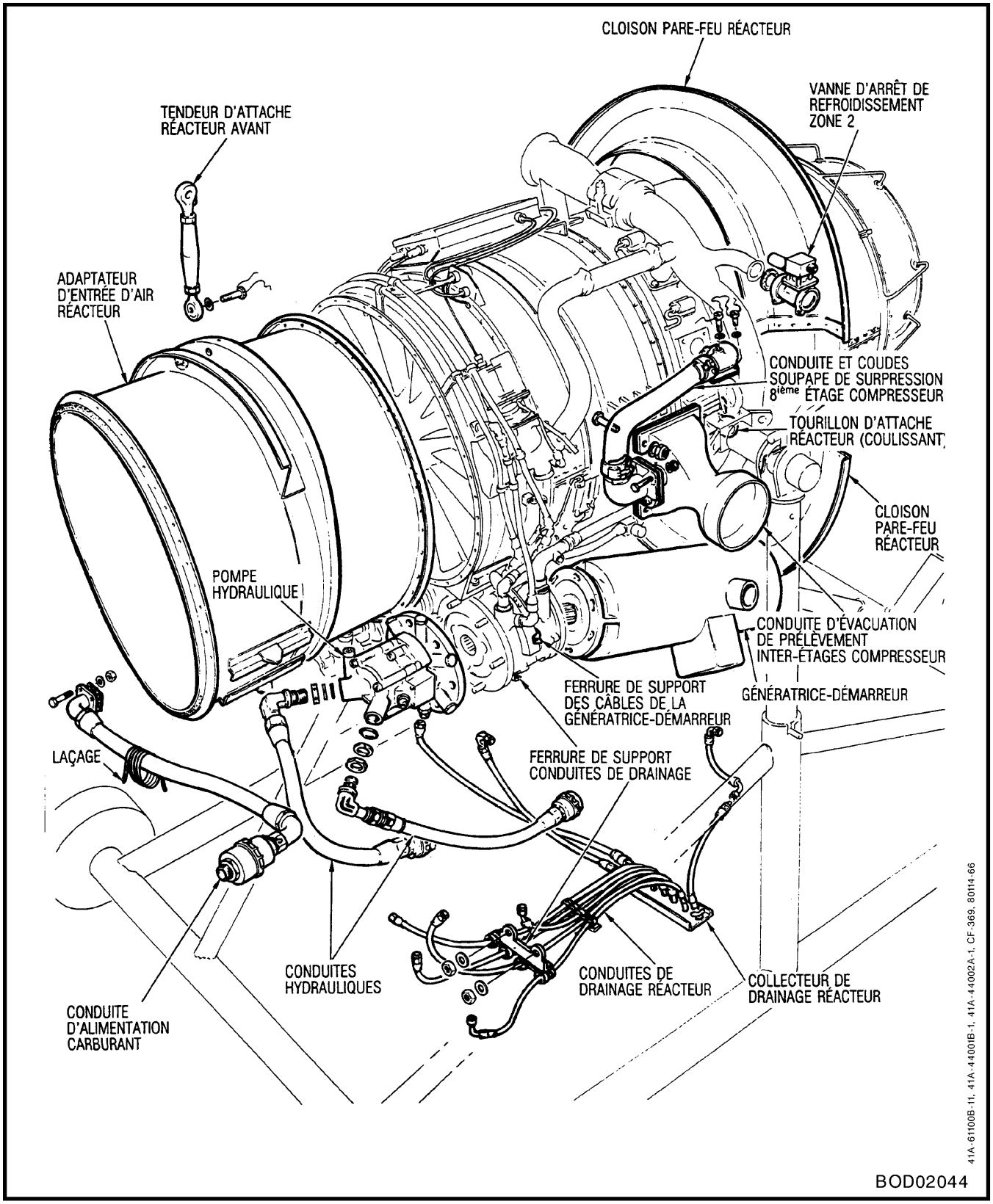


Figure 2-16 (feuille 1 de 2) Équipement du groupe turboréacteur

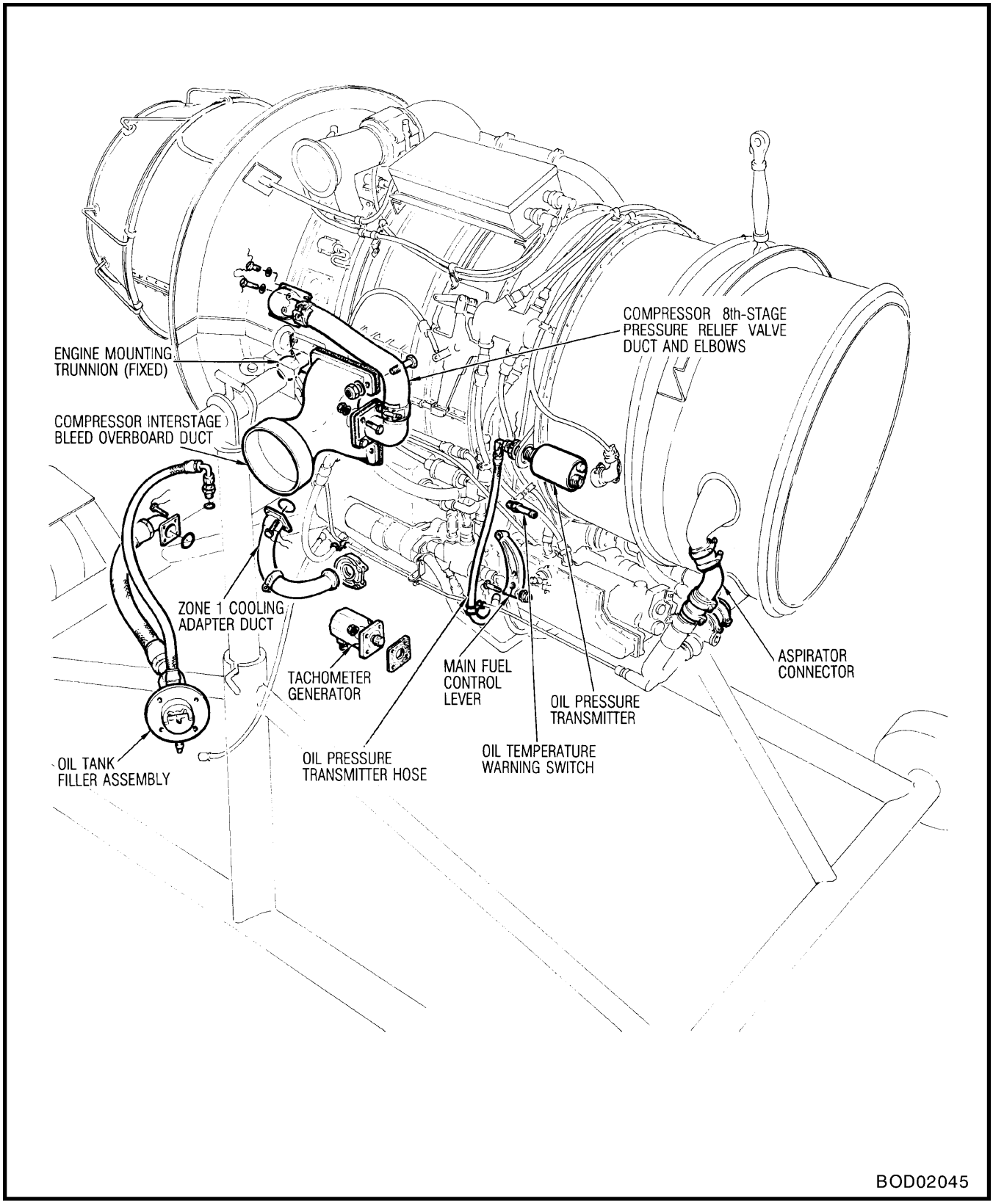


Figure 2-16 (Sheet 2 of 2) Power Plant Build-up

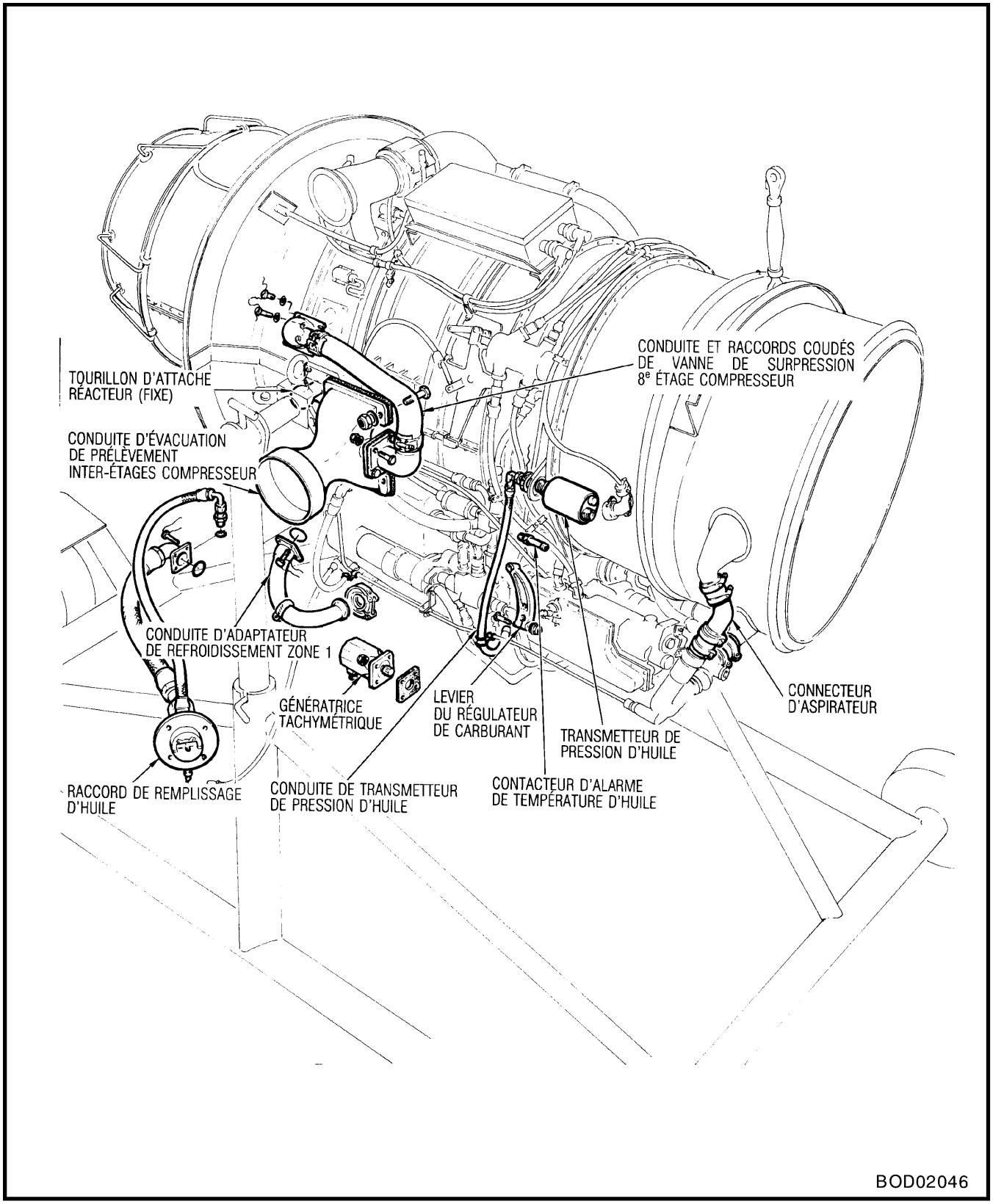


Figure 2-16 (feuille 2 de 2) Équipement du groupe turboréacteur

d. Use a hoist or crane to remove engine from shipping container. Inspect engine for damaged or missing parts.

e. Remove transit trunnions and install engine mounting trunnions as follows:

(1) Before attaching LH sliding trunnion assembly to engine pad, ensure that trunnion shaft groove is filled with grease (see Figure 1-2, Item 6), and check that spherical ring slides freely in and out on the shaft.

(2) Attach sliding trunnion to LH and fixed trunnion to RH engine pad with four bolts. Torque bolts to standard value and lockwire with 0.081 cm (0.032 in.) diameter Inconel wire.

f. Install engine in build-up and maintenance stand (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 21).

g. Remove transportation mounting ring from front frame forward flange.

CAUTION

The four red painted bolts through the front frame flange and the accessory drive gearbox support shall not be slackened or removed. These bolts maintain the alignment of the gearbox support prior to engine installation.

h. Remove the following drain plugs and filter, clean with cleaner fluid (see Figure 1-2, Item 7), dry with air blast and install (see C-14-165-000/MF-000):

(1) Main oil pressure filter between oil tank and accessory drive gearbox.

(2) Accessory drive gearbox magnetic plug on forward face of gearbox and drain plug in the bottom of gearbox.

d. Utiliser un palan ou une grue pour sortir le réacteur de son conteneur d'expédition. Inspecter le réacteur pour s'assurer qu'il n'y a pas de dommages ou de pièces manquantes.

e. Enlever les tourillons de transport et poser les tourillons d'attache réacteur comme suit :

(1) Avant de fixer le tourillon coulissant gauche au bossage réacteur, s'assurer que la cannelure de l'arbre du tourillon est remplie de graisse (voir figure 1-2, article 6) et vérifier que la bague sphérique glisse librement en rentrant ou en sortant de l'arbre.

(2) Fixer le tourillon coulissant au bossage réacteur gauche et le tourillon fixe au bossage réacteur droit avec quatre boulons. Serrer les boulons à la valeur de serrage normalisée et freiner avec un fil en Inconel de 0.081 cm (0.032 po) de diamètre.

f. Poser le réacteur dans son équipement et sur le support de maintenance (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 21).

g. Enlever l'anneau de transport sur la bride avant du carter d'admission.

ATTENTION

Ne pas desserrer ni enlever les quatre boulons peints en rouge qui sont installés dans la bride du carter d'admission et dans le support du boîtier d'entraînement des accessoires. Ces boulons assurent l'alignement du boîtier d'entraînement des accessoires avant la pose du réacteur.

h. Déposer les bouchons de drain et le filtre suivants, les nettoyer avec du liquide nettoyant (voir figure 1-2, article 7), les sécher au moyen d'un jet d'air et les installer (voir C-14-165-000/MF-000) :

(1) Filtre de pression d'huile principale, entre le réservoir d'huile et le boîtier d'entraînement des accessoires.

(2) Bouchon magnétique du boîtier d'entraînement des accessoires, sur la face avant du boîtier, et bouchon de drain, au fond du boîtier.

(3) Transfer gearbox magnetic plug on aft face (or, on some engines, on forward face) of gearbox.

i. Install engine air intake adapter (see Paragraph 47).

CAUTION

To ensure positive contact between engine air intake adapter and intake fixed duct during power plant alignment, check that the forward portion of the adapter is not out-of-round (see C-12-114-000/MN-000).

j. Install the aspirator assembly tubes to the engine air intake adapter cones. Connect each end of upper tube with sleeve, bonding strip and clamp. Connect lower cone with sleeve and bonding strip, and fasten sleeve at top with a clip and at bottom with a special clamp. Tighten top clip with screw, washer and nut, and bottom special clamp with screw, nut and two washers (one under screw head and one under nut).

k. Install the following components to accessory drive gearbox:

(1) Hydraulic pump and two hoses (see C-12-114-0B0/MF-001).

(2) Starter/generator (see Part 8).

(3) Drain lines support bracket to accessory drive gearbox cover with two existing stud nuts, located in the bottom centre of gearbox cover. Torque attachment nuts to a value between 2.82 and 3.95 N•m (25 and 35 in•lb).

l. Install engine firewall (see Paragraph 34). Install thermocouple lead through firewall.

(3) Bouchon magnétique du boîtier de renvoi d'angle sur la face arrière (ou, sur certains réacteurs, sur la face avant) du boîtier.

i. Poser l'adaptateur d'entrée d'air réacteur (voir paragraphe 47).

ATTENTION

Pour assurer un bon contact entre l'adaptateur d'entrée d'air réacteur et la manche d'entrée d'air fixe pendant l'alignement du groupe turboréacteur, vérifier que la partie avant de l'adaptateur n'est pas ovalisée (voir C-12-114-000/MN-000).

j. Poser les tubes d'aspirateur sur les cônes d'adaptateur d'entrée d'air réacteur. Brancher chaque extrémité du tube supérieur avec un manchon, une bande de métallisation et un collier. Brancher le cône inférieur avec un manchon et une bande de métallisation, et serrer le manchon au sommet avec une attache et au bas avec un collier spécial. Serrer l'attache supérieure avec une vis, une rondelle et un écrou, et le collier spécial du bas avec une vis, un écrou et deux rondelles (une sous la tête de la vis et une sous l'écrou).

k. Poser les éléments suivants sur le boîtier d'entraînement des accessoires :

(1) Pompe hydraulique et deux tuyaux (voir C-12-114-0B0/MF-001).

(2) Génératrice-démarreur (voir Partie 8).

(3) Ferrure de support des conduites de vidange, au couvercle du boîtier d'entraînement des accessoires, avec les deux écrous de goujon existants, situés au centre et au centre du couvercle du boîtier d'entraînement des accessoires. Serrer les écrous de fixation entre 2.82 et 3.95 N•m (25 et 35 po•lb).

l. Poser la cloison pare-feu réacteur (voir paragraphe 34). Poser le fil de thermocouple dans la cloison pare-feu.

m. Install engine drain lines as follows:

(1) Connect engine drain lines to appropriate engine connections (see Figure 2-2 and C-14-165-000/MF-000).

(2) Attach four drain lines to support bracket at accessory drive gearbox cover with clamps.

(3) Assemble drain lines to drain manifold in the following order, from left to right (see Figure 2-2):

(a) Combustion chamber drain.

(b) Hydraulic pump seal drain.

(c) Dump valve (fuel manifold) drain.

(d) Front frame seal drain.

(e) Overspeed governor seal drain.

(f) Main fuel pump seal drain.

(g) Oil tank breather drain. Clamp breather line to aspirator air supply line with two clamps, screw, washer and nut.

NOTE

The oil filler assembly scupper drain line shall be connected to the manifold during engine installation.

(4) Clamp five drain lines to drain hose plate at a distance of 27.94 cm (11.0 in.) aft from support bracket in Step m (3).

(5) Tie drain lines assembly to engine for final installation in fuselage.

m. Poser les conduites de drainage réacteur comme suit :

(1) Brancher les conduites de drainage réacteur aux raccords appropriés du réacteur (voir figure 2-2 et C-14-165-000/MF-000).

(2) Fixer quatre conduites de drainage à la ferrure de support, au niveau du couvercle du boîtier d'entraînement des accessoires, avec des colliers.

(3) Raccorder les conduites de drainage sur le collecteur de drainage, dans l'ordre suivant, de gauche à droite (voir figure 2-2) :

(a) Drain de la chambre de combustion.

(b) Drain du joint de la pompe hydraulique.

(c) Drain du robinet vide-vite (rampe de distribution carburant).

(d) Drain du joint du carter d'admission.

(e) Drain du joint du régulateur de survitesse.

(f) Drain du joint d'étanchéité de la pompe carburant principale.

(g) Drain du reniflard du réservoir d'huile. Serrer la conduite du reniflard à la conduite d'arrivée d'air de l'aspirateur au moyen de deux colliers, d'une vis, d'une rondelle et d'un écrou.

NOTA

La conduite du drain de dalot du raccord de remplissage d'huile doit être raccordée au collecteur pendant la pose du réacteur.

(4) Serrer cinq conduites de drainage sur la plaque des conduites de drainage, à environ 27.94 cm (11.0 po) derrière la ferrure de support mentionnée à l'étape m (3).

(5) Attacher les conduites de drainage au réacteur pour la pose finale dans le fuselage.

n. Install compressor bleed air overboard duct as follows:

(1) Placing two gaskets between engine case and compressor interstage bleed duct casting, install duct on each side of engine with four bolts, washers and nuts. Torque nuts to standard value.

(2) Install forward elbow and flange of eighth-stage compressor pressure relief valve connecting pipe to duct casting, using gasket, four bolts, washers and nuts. Torque bolts to standard value.

(3) Install aft elbow of eighth-stage compressor pressure relief valve connecting pipe to LH side of engine frame, using distance piece, two gaskets (one gasket on each side of distance piece), four screws and washers and, to RH side of engine frame using distance piece, two gaskets (one gasket on each side of distance piece) and four screws and washers. Lockwire screws with 0.081 cm (0.032 in.) diameter Inconel wire.

NOTE

The screws securing the connecting pipe elbows to the engine frame shall be coated with anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 5) prior to installation. When installed, the screws shall not protrude through the engine main frame. This may be accomplished by either reducing the length of the screw or by adding washers.

(4) Apply insulating compound (see Figure 1-2, Item 8) to outside surface of elbows and inside surface of connecting pipes. Placing a blanket under each clamp, install bleed valve connecting pipe to elbows on each side of engine with two clamps. Torque clamps to a value between 2.26 N•m and 2.82 N•m (20 and 25 in•lb).

o. Using new O-ring seal, attach zone 1 cooling adapter duct to compressor casing with four bolts. Lockwire bolts in pairs with 0.081 cm

n. Poser la conduite de décharge d'air de prélèvement compresseur comme suit :

(1) Avec deux joints plats posés entre le carter réacteur et la conduite moulée de prélèvement inter-étages compresseur, installer une conduite de chaque côté du réacteur avec quatre boulons, des rondelles et des écrous. Serrer les écrous à la valeur de serrage normalisée.

(2) Poser le coude et la bride avant du tuyau de raccordement de la soupape de surpression du huitième étage du compresseur, sur la conduite moulée, avec un joint plat, quatre boulons, des rondelles et des écrous. Serrer les boulons à la valeur de serrage normalisée.

(3) Poser le coude arrière du tuyau de raccordement de la soupape de surpression du huitième étage du compresseur, sur le côté gauche du carter réacteur, en utilisant une pièce d'écartement, deux joints plats (un de chaque côté de la pièce d'écartement), quatre vis et des rondelles, et, sur le côté droit du carter réacteur, en utilisant une pièce d'écartement, deux joints plats (un de chaque côté de la pièce d'écartement), quatre vis et des rondelles. Freiner les vis avec du fil en Inconel de 0.081 cm (0.032 po) de diamètre.

NOTA

Les vis retenant les coudes du tuyau de raccordement au carter réacteur doivent être enduites de composé antigrippant (voir figure 1-2, article 5) avant la pose. Une fois posées, les vis ne doivent faire saillie du carter principal du réacteur. Pour cela, on peut réduire la longueur des vis ou ajouter des rondelles.

(4) Appliquer du composé d'isolation (voir figure 1-2, article 8) sur la surface extérieure des coudes et sur la surface intérieure des tuyaux de raccordement. Avec un matelas placé sous chaque collier, poser le tuyau raccordant la vanne de prélèvement au coude, sur chaque côté du réacteur, avec deux colliers. Serrer les colliers entre 2.26 et 2.82 N•m (20 et 25 po•lb).

o. En utilisant un joint torique neuf, raccorder la conduite de l'adaptateur de refroidissement zone 1 au carter du compresseur avec quatre

(0.032 in.) diameter Inconel wire. Clamp duct adapter to engine firewall bracket.

p. Install oil tank filler assembly (see Part 7). Secure assembly temporarily against engine for transportation.

q. Install main fuel control lever to MFC shaft. Position lever on master splined shaft and attach with bolt, washer and nut. Lockwire bolt to lever with 0.081 cm (0.032 in.) diameter Inconel wire.

r. Using new gasket, install fuel feed quick-disconnect hose assembly at engine fuel inlet with four bolts, washers and nuts. Check that quick-disconnect socket is lockwired to hose union with 0.081 cm (0.032 in.) diameter corrosion-resistant steel wire.

s. Check that fuel density selector of the MFC (see Part 4) is referenced against the engraved datum line of the fuel being used.

NOTE

For fuel density setting and adjustment, see C-14-165-000/MF-000, Part 4.

t. Install engine indicating system components as follows:

(1) Install oil pressure transmitter to mounting bracket on right-hand side of engine frame. Attach transmitter to bracket with nut and lockwire with 0.081 cm (0.032 in.) diameter corrosion-resistant steel wire. Placing new O-ring seal between each union and mating parts, connect oil pressure hose to transmitter and engine. Connect electrical plug and lockwire with 0.05 cm (0.020 in.) diameter Inconel wire. Clamp oil hose to aspirator air supply line with two clamps, screw, washer and nut.

boulons. Freiner les boulons par paires avec du fil en Inconel de 0.081 cm (0.032 po) de diamètre. Fixer l'adaptateur de la conduite à la ferrure de la cloison pare-feu réacteur, avec un collier.

p. Poser le raccord de remplissage du réservoir d'huile (voir Partie 7). Le fixer provisoirement contre le moteur pour le transport.

q. Poser le levier du régulateur carburant sur l'arbre du régulateur carburant. Positionner le levier sur l'arbre cannelé principal et le fixer avec un boulon, une rondelle et un écrou. Freiner le boulon sur le levier avec du fil en Inconel de 0.081 cm (0.032 po) de diamètre.

r. En utilisant un joint plat neuf, poser le tuyau à raccord rapide d'alimentation carburant à l'entrée carburant du réacteur avec quatre boulons, des rondelles et des écrous. Vérifier que la prise du raccord rapide est freinée sur le raccord union du tuyau avec du fil en acier inox de 0.081 cm (0.032 po) de diamètre.

s. Vérifier que la position du sélecteur de masse volumique carburant du régulateur principal (voir Partie 4) correspond au trait de référence gravé pour le carburant utilisé.

NOTA

Pour le réglage et l'ajustement de la masse volumique carburant, voir C-14-165-000/MF-000, Partie 4.

t. Poser les éléments du circuit d'indication réacteur comme suit :

(1) Installer le transmetteur de pression d'huile sur la ferrure de fixation, sur le côté droit du carter réacteur. Fixer le transmetteur à la ferrure avec un écrou et du fil à freiner en acier inox de 0.081 (0.032 po) de diamètre. Placer un joint torique neuf entre chaque raccord union et les pièces de contact correspondantes, brancher le tuyau de pression d'huile au transmetteur et au réacteur. Brancher la prise électrique et freiner avec du fil en Inconel de 0.05 cm (0.020 po) de diamètre. Serrer le tuyau d'huile sur la conduite d'alimentation d'air de l'aspirateur avec deux colliers, une vis, une rondelle et un écrou.

CAUTION

Do not exceed 2.26 N•m (20 in•lb) when tightening terminal nut to switch.

(2) Using new O-ring seal, install oil temperature warning switch to oil scavenge pipe threaded adapter and lockwire with 0.081 cm (0.032 in.) diameter corrosion-resistant steel wire. Attach electrical lead to switch with washer and nut.

(3) For installation of tachometer generator, see Paragraphs 69 and 70.

u. Ensure that all lockwiring is complete.

v. Check that all openings have been blanked off or capped to prevent entry of foreign matter into engine.

INSTALLATION OF ENGINE

101. To install the engine into the forward fuselage, proceed as follows (see Figure 2-15):

a. See Paragraph 96 for general procedures and precautions to be observed during engine installation.

b. Check engine to ensure that build-up is complete (see Paragraph 100) and that engine components are not damaged.

c. Check inlet guide vanes and compressor blades for Foreign Object Damage (FOD).

d. Remove access door from air intake fixed duct and open access doors in centre fuselage (see Figure 2-2).

e. Check air intake fixed duct sealing ring contour for waves or concaves. If found, repair in accordance with C-12-114-000/MN-000.

f. Check condition of sealant in joint of air intake fixed duct and sealing ring at FS 277.75. If not

ATTENTION

Lors du serrage de l'écrou de borne sur le contacteur, ne pas serrer à plus de 2.26 N•m (20 po•lb).

(2) En utilisant un nouveau joint torique, poser le contacteur d'alarme de température d'huile sur l'adaptateur fileté du tuyau de récupération d'huile et freiner avec un fil en acier inox de 0.081 cm (0.032 po) de diamètre. Raccorder un fil électrique au contacteur avec une rondelle et un écrou.

(3) Pour la pose de la génératrice tachymétrique, voir paragraphes 69 et 70.

u. S'assurer que tous les fils à freiner sont en place.

v. Vérifier que toutes les ouvertures ont été obturées ou couvertes pour prévenir l'introduction de corps étrangers dans le réacteur.

POSE DU RÉACTEUR

101. Pour poser le réacteur dans le fuselage avant, procéder comme suit (voir figure 2-15) :

a. Voir paragraphe 96 pour les méthodes générales et précautions à observer pendant la pose du réacteur.

b. Vérifier le réacteur pour s'assurer que l'équipement est complet (voir paragraphe 100) et que les éléments du réacteur ne sont pas endommagés.

c. Vérifier les aubes directrices d'entrée et les aubes du compresseur pour s'assurer qu'elles n'ont pas été endommagées par des corps étrangers.

d. Déposer la trappe d'accès de la manche d'entrée d'air fixe et ouvrir les trappes d'accès du fuselage central (voir figure 2-2).

e. Vérifier que le contour de l'anneau d'étanchéité de la manche fixe d'entrée d'air n'est pas ondulé ou concave. Si c'est le cas, réparer conformément à C-12-114-000/MN-000.

f. Vérifier l'état du composé d'étanchéité de la manche fixe d'entrée d'air et de l'anneau

smooth or if repair is needed, see C-12-114-000/MN-000 for application procedure.

g. Check engine bay for cleanliness and for freedom from foreign matter and obstruction.

h. Check for completeness of all engine connections and for condition of the following:

(1) Flexible connectors on compressor bleed air outlet ducts. Roll back connectors.

(2) Engine power Teleflex control.

NOTES

1. To prevent mislocation of the Teleflex control during engine insertion into forward fuselage, move the Teleflex outboard and tie to the fuselage structure.

2. Adjustable struts shall be set to nominal length (see Figure 2-3, Sheet 2 of 2, Detail C) and shall be lengthened by three full turns to prevent the engine from distorting the air intake adapter/seal and fixed seal. This allows proper torquing of the cap screws before alignment is commenced.

(3) Main mount struts and trunnion housings. Check that main mount struts are swung aft wide enough to receive engine. Remove trunnion locking plates. Check depth of counterbore in threaded holes of trunnion housing is 0.45 ±0.02 cm (0.180 ±0.010 in.). See Paragraph 22 for procedure for setting adjustable struts to pre-installation length.

(4) Forward engine mount bracket and turnbuckle. Swing turnbuckle up to avoid contact with intake adapter during engine insertion into forward fuselage.

(5) Engine air intake adapter and seal. Check that the adapter is not out-of-round (see

d'étanchéité à FS 277.75. S'il n'est pas lisse ou qu'il faut le réparer, voir C-12-114-000/MN-000 pour la méthode d'application.

g. Vérifier que le compartiment réacteur est propre et exempt de corps étrangers ou autres formes d'obstruction.

h. Vérifier que tous les raccordements du réacteur sont bien faits et vérifier l'état des éléments suivants :

(1) Connecteurs flexibles sur les conduites de sortie d'air de prélèvement. Enrouler les connecteurs.

(2) Câble de commande Teleflex de poussée réacteur.

NOTA

1. Pour empêcher que le câble de commande Teleflex soit mal placé pendant la pose du réacteur dans le fuselage avant, le sortir à l'extérieur et l'attacher à la structure du fuselage.

2. Les jambes de force réglables doivent être réglées à la longueur nominale (voir figure 2-3, feuille 2 de 2, détail C) puis allongées de trois tours complets pour empêcher le réacteur de déformer le joint adaptateur d'entrée d'air et le joint fixe. Ceci permet de bien serrer les vis à tête avant d'entreprendre l'alignement.

(3) Jambes d'attache principale et logements de tourillon. Vérifier que les jambes d'attache principale sont suffisamment rabattues vers l'arrière pour recevoir le réacteur. Enlever les plaques de verrouillage des tourillons. Vérifier que la profondeur de contreperçage des trous filetés du logement de tourillon est de 0.45 ±0.02 cm (0.180 ±0.010 po). Voir paragraphe 22 pour la méthode de réglage des jambes réglables à la longueur d'avant pose.

(4) Ferrure d'attache réacteur avant et tendeur. Tourner le tendeur vers le haut pour éviter qu'il entre en contact avec l'adaptateur d'entrée d'air pendant son insertion dans le fuselage avant.

(5) Adaptateur d'entrée d'air réacteur et joint. Vérifier que l'adaptateur n'est pas ovalisé

C-12-114-000/MN-000) and that the seal, Part No. CAP1826, has satisfactory rate of recovery.

CAUTION

If the engine air intake adapter is deformed extensively and/or the seal is permanently flattened, it will be impossible to align the adapter with the intake fixed duct.

i. Install engine sling (see C-12-114-000/ MF-001, Figure 1-5, Item 19) to engine ground equipment support lugs.

j. Secure the following components against engine to avoid damage during installation:

(1) Oil filler assembly.

(2) Fuel feed flexible line.

(3) Two hydraulic lines.

(4) Drain lines with drain manifold.

k. Note fuel density setting (see Paragraph 100, Step s).

l. Lightly lubricate engine trunnions with grease (see Figure 1-2, Item 6).

m. Carefully offer up engine to forward fuselage and, while inserting into fuselage, proceed as follows:

(1) When engine adapter ring has just passed FS 300, bring forward mount turnbuckle down and position into adapter ring.

(2) Guide power plant system lines to their connections in fuselage.

(3) After compressor bleed overboard ducts have cleared engine main mounts, push main mounts forward to position them between bleed air ducts and engine mounting trunnions.

(voir C-12-114-000/MN-000) et que le joint, n° de pièce CAP1826, montre une vitesse de récupération satisfaisante.

ATTENTION

Si l'adaptateur d'entrée d'air réacteur est considérablement déformé ou si le joint est aplati de façon permanente, il est impossible d'aligner l'adaptateur sur la manche d'entrée d'air fixe.

i. Accrocher l'élingue réacteur (voir C-12-114-000/ MF-001, figure 1-5, article 19) aux pattes de support d'équipement au sol du réacteur.

j. Fixer les éléments suivants contre le réacteur pour éviter qu'ils s'endommagent pendant la pose :

(1) Raccord de remplissage d'huile.

(2) Conduite flexible d'alimentation carburant.

(3) Deux conduites hydrauliques.

(4) Conduites de drainage avec collecteur de drainage.

k. Noter la valeur de réglage de la masse volumique carburant (voir paragraphe 100, étape s).

l. Lubrifier légèrement les tourillons réacteur avec de la graisse (voir figure 1-2, article 6).

m. Positionner soigneusement le réacteur par rapport au fuselage avant, puis l'introduire dans le fuselage en procédant comme suit :

(1) Quand l'anneau d'adaptation du réacteur vient de franchir FS 300, rabattre le tendeur d'attache avant vers le bas et le positionner dans l'anneau d'adaptation.

(2) Guider les conduites des circuits du groupe turboréacteur jusqu'à leurs connexions dans le fuselage.

(3) Une fois que les conduites de décharge de prélèvement compresseur sont dégagées des attaches réacteur principales, pousser les attaches principales vers l'avant pour les positionner entre les conduites d'air de prélèvement et les tourillons d'attache réacteur.

n. When engine has been positioned in place, connect engine mounts as follows:

(1) Attach forward mount turnbuckle to adapter ring with bolt and washer. Do not torque bolt at this stage.

(2) Attach main mount forward adjustable struts to trunnion housings with bolt, washer and nut. Do not torque bolts at this stage.

(3) Move engine forward to engage engine trunnion mountings in trunnion housings and adjust on the adjustable struts to ensure that when the locking plates are installed, the intake adapter will be substantially concentric (approximately equal width of fixed duct sealing ring visible around the entire circumference) and barely touching the sealing ring.

(4) Install engine trunnion locking plate with one AN960C10 washer under each NAS1303-8H bolt head. Progressively torque upper and lower inner bolt to a value between 3.95 and 5.65 N•m (35 and 50 in•lb) while applying sufficient torque, between 2.26 and 6.78 N•m (20 and 60 in•lb), to outer lower bolt to maintain locking plate parallel to trunnion housing. Upon reaching required torque, gaps between trunnion housing and trunnion locking plate measured at each bolt shall be within 0.05 cm (0.020 in.) of each other.

CAUTION

To ensure proper thread engagement, it is essential that a gap of 0.05 to 0.11 cm (0.020 to 0.045 in.) be maintained between the locking plate and trunnion housing, while keeping locking plate parallel to trunnion housing to within 0.05 cm (0.020 in.).

n. Une fois le réacteur en place, raccorder les attaches réacteur comme suit :

(1) Raccorder le tendeur d'attache avant à l'anneau d'adaptation avec un boulon et une rondelle. Ne pas serrer le boulon à cette étape.

(2) Raccorder les jambes réglables avant d'attache réacteur principale aux logements de tourillon avec un boulon, une rondelle et un écrou. Ne pas serrer les boulons à cette étape.

(3) Déplacer le réacteur vers l'avant pour engager les fixations des tourillons dans les logements de tourillon et régler les jambes réglables pour s'assurer que, lorsque les plaques de verrouillage sont en place, l'adaptateur d'entrée d'air soit essentiellement concentrique (environ de la largeur de l'anneau d'étanchéité de la manche fixe, visible tout le long de la périphérie) et qu'il touche à peine l'anneau d'étanchéité.

(4) Poser la plaque de verrouillage de tourillon réacteur avec une rondelle AN960C10 sous la tête de chaque boulon NAS1303-8H. Serrer progressivement les boulons intérieurs supérieur et inférieur entre 3.95 et 5.65 N•m (35 et 50 po•lb) tout en appliquant un couple suffisant, soit entre 2.26 et 6.78 N•m (20 et 60 po•lb), au boulon extérieur inférieur pour maintenir la plaque de verrouillage parallèle au logement de tourillon. Quand le couple voulu est obtenu, les écarts entre logement de tourillon et plaque de verrouillage de tourillon, mesurés à chaque boulon, doivent être à moins de 0.05 cm (0.020 po) les uns des autres.

ATTENTION

Pour garantir le bon engagement des filets, il est essentiel de maintenir un écart de 0.05 à 0.11 cm (0.020 à 0.045 po) entre la plaque de verrouillage et le logement de tourillon, tout en maintenant la plaque de verrouillage parallèle au logement de tourillon à plus ou moins 0.05 cm (0.020 po).

o. Check alignment of engine air intake adapter to air intake fixed duct as follows (see Paragraph 104):

(1) Check that air intake adapter is concentric with fixed duct within limits given.

(2) Check that metal-to-metal clearance at intake joint is a minimum of 0.254 cm (0.1 in.).

(3) Check that air intake adapter seal contacts fixed duct sealing ring at all points. Using a single feeler of 0.025 cm (0.010 in.) maximum and of appropriate length, check that there is positive drag at all points.

p. When alignment is satisfactory, torque bolts and nuts of engine mount as follows:

(1) Torque forward mount turnbuckle lower bolt to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb). Safety bolt to the adapter aft ring using 0.08 cm (0.032 in.) diameter Inconel lockwire. (Upper bolt is torqued and cotter pinned before engine is installed [see Paragraph 20].)

(2) If forward mount turnbuckle was disturbed during engine alignment, torque jamnuts to a value between 10.73 and 12.43 N•m (95 and 110 in•lb) and lockwire turnbuckle assembly with 0.101 cm (0.040 in.) diameter Inconel wire.

(3) Torque bolts attaching main mount forward adjustable struts to trunnion housings to a value between 3.38 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb). Secure bolts with cotter pins. (See Paragraph 22 for torquing and lockwiring of adjustable strut jamnuts.)

(4) After every engine installation, check that torque on pivot bolts attaching main mounts to upper and lower fittings is between 21.47 and 39.66 N•m (190 and 351 in•lb).

q. Remove engine sling.

o. Vérifier l'alignement de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur par rapport à la manche d'entrée d'air fixe comme suit (voir paragraphe 104) :

(1) Vérifier que l'adaptateur d'entrée d'air est concentrique avec la manche fixe à l'intérieur des limites données.

(2) Vérifier que le dégagement métal-métal au joint d'entrée d'air est égal à 0.254 cm (0.1 po) minimum.

(3) Vérifier que le joint de l'adaptateur d'entrée d'air fait bien contact, en tout point, avec l'anneau d'étanchéité de la manche fixe. En utilisant une jauge unique de 0.025 cm (0.010 po) d'épaisseur maximum et de longueur appropriée, vérifier qu'il y a une résistance positive en tout point.

p. Quand l'alignement est satisfaisant, serrer les boulons et les écrous de l'attache réacteur comme suit :

(1) Serrer le boulon inférieur du tendeur d'attache avant entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb). Freiner le boulon sur l'anneau arrière de l'adaptateur avec un fil en Inconel de 0.08 cm (0.032 po) de diamètre. (Le boulon supérieur est serré et freiné par une goupille fendue avant la pose du réacteur [voir paragraphe 20].)

(2) Si le tendeur d'attache avant a été dérangé pendant l'alignement du réacteur, serrer les contre-écrous entre 10.73 et 12.43 N•m (95 et 110 po•lb) et freiner le tendeur avec un fil en Inconel de 0.101 cm (0.040 po) de diamètre.

(3) Serrer les boulons reliant les jambes réglables avant d'attache principale aux logements de tourillon entre 3.38 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb). Freiner les boulons avec des goupilles fendues. (Voir paragraphe 22 pour le serrage et le freinage au fil des contre-écrous des jambes réglables.)

(4) Après chaque pose du réacteur, vérifier que les boulons pivots fixant les attaches principales aux ferrures supérieures et inférieures sont serrés entre 21.47 et 39.66 N•m (190 et 351 po•lb).

q. Enlever l'élingue réacteur.

r. Install oil filler assembly to fuselage (see Part 7).

NOTE

Following installation of the oil filler assembly in the fuselage recess, ensure that the inlet flexible hose is not twisted by backing-off hose end nut at filler assembly. Retorque nut, ensuring that hose does not rotate.

s. Make the following connections:

(1) Connect fuel feed flexible line at quick-disconnect (see Part 4).

(2) Connect three hydraulic lines.

(3) Connect bleed air system ducts at top of engine using gasket (between mating flanges) and V-clamp. Install clamp and torque to a value between 11.86 and 14.12 N•m (105 and 125 in•lb) as follows:

(a) Expand V-clamp by backing-off locking nut on latch bolt and slip the clamp over flange and duct on one side of joint.

(b) Position gasket on face of appropriate flange and, making sure that gasket is properly seated, align and bring together ducts with their mating flanges.

(c) Position clamp carefully over mated flanges, then compress clamp, close latch and, making sure that latch bolt is firmly seated in saddle, start tightening clamp.

(d) When approximately three-quarters of final torque value has been reached, stop tightening and tap around outside of clamp band with a soft light-weight mallet.

(e) Continue tightening to final torque value, tap band again and retighten as necessary.

(4) Connect engine compressor bleed air ducts and roll-back flexible connectors.

r. Poser le raccord de remplissage d'huile sur le fuselage (voir Partie 7).

NOTA

Après la pose du raccord de remplissage d'huile dans le logement du fuselage, s'assurer que le tuyau flexible d'entrée n'a pas été tordu par le desserrage de l'écrou d'extrémité du tuyau au raccord de remplissage. Resserrer l'écrou, en s'assurant que le tuyau ne tourne pas.

s. Faire les raccordements suivants :

(1) Raccorder la conduite flexible d'alimentation carburant au raccord rapide (voir Partie 4).

(2) Raccorder trois conduites hydrauliques.

(3) Raccorder les conduites du circuit de prélèvement d'air au sommet du réacteur, en utilisant un joint plat (entre les brides correspondantes) et des colliers en V. Poser le collier et serrer entre 11.86 et 14.12 N•m (105 et 125 po•lb) comme suit :

(a) Ouvrir les colliers en V en desserrant le contre-écrou sur le boulon de verrouillage et glisser le collier par-dessus la bride et la manche sur un côté du joint.

(b) Positionner le joint plat sur la face de la bride approprié et, en s'assurant qu'il est appuyé correctement, aligner et rassembler les conduites et leurs brides de fixation correspondantes.

(c) Positionner soigneusement le collier par-dessus les brides rassemblées, puis comprimer le collier, fermer le verrou et, en s'assurant que le boulon de verrou repose fermement dans son siège, commencer à serrer le collier.

(d) Quand on a atteint environ les trois quarts de la valeur de couple finale, cesser le serrage et tapoter sur l'extérieur de la bande du collier avec un maillet léger à panne douce.

(e) Continuer de serrer jusqu'à la valeur de couple finale, tapoter sur le collier de nouveau et resserrer si nécessaire.

(4) Raccorder les conduites d'air de prélèvement réacteur et les connecteurs flexibles

Prior to installation of roll-back connectors, apply insulating compound (see Figure 1-2, Item 8) to the mounting surfaces. Torque each clamp to a value between 1.69 and 2.82 N•m (15 and 25 in•lb).

(5) Connect zone 1 and generator cooling bleed air adapter to duct assemble at V-clamp joint at bottom of engine. Install and torque clamp to a value between 3.61 and 4.29 N•m (32 and 38 in•lb) using procedure in Steps s (3) (a) and (c) to (e).

(6) Connect generator cooling jet pump duct assembly to generator and to zone 1 cooling duct. Apply a light coat of anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 5) to mating surfaces of generator and cooling jet pump duct. Position duct assembly over generator boss and connect cooling flexible (or rigid) duct to zone 1 cooling duct at bottom of engine.

(7) Install zone 2 cooling shut-off valve as follows:

(a) Install shut-off valve duct supporting saddle bracket assembly on firewall bracket with two screws, washers and nuts. Clamp duct to saddle bracket and torque clamp screw to a value of 2.82 N•m (25 in•lb).

(b) Ensure that shut-off valve and zone 2 cooling bleed air duct flanges are undamaged. With an O-ring packing in place between flanges, position shut-off valve on cooling air duct and secure with Marman coupling.

(c) Connect shut-off valve bonding jumper at quick-disconnect.

(d) If not already installed, connect zone 2 cooling flexible elbow assembly to its mating flange on forward face of bulkhead FS 314 in aft fuselage. Ensuring that mating flanges are not

enroulables. Avant l'installation des connecteurs enroulables, appliquer du composé d'isolation (voir figure 1-2, article 8) sur les surfaces de fixation. Serrer chaque collier entre 1.69 et 2.82 N•m (15 et 25 po•lb).

(5) Raccorder l'adaptateur d'air de prélèvement génératrice et zone 1 à la conduite, au joint du collier en V, au bas du réacteur. Poser le collier et le serrer entre 3.61 et 4.29 N•m (32 et 38 po•lb), selon la méthode décrite aux étapes s (3) (a) et (c) à (e).

(6) Raccorder la conduite de la pompe venturi de refroidissement génératrice à la génératrice et à la conduite de refroidissement zone 1. Appliquer une mince couche de composé antigrippant (voir figure 1-2, article 5) sur les surfaces de contact correspondantes de la génératrice et de la conduite de la pompe venturi de refroidissement. Positionner la conduite par-dessus le bossage de la génératrice et raccorder la conduite flexible (ou rigide) de refroidissement à la conduite de refroidissement zone 1 au bas du réacteur.

(7) Poser le robinet d'arrêt de refroidissement zone 2 comme suit :

(a) Poser la ferrure de support de la conduite du robinet d'arrêt sur la ferrure de cloison pare-feu avec deux vis, rondelles et écrous. Serrer la conduite sur la ferrure de support et serrer la vis de blocage à 2.82 N•m (25 po•lb).

(b) S'assurer que les brides de la conduite d'air de prélèvement de refroidissement zone 2 et du robinet d'arrêt ne sont pas endommagées. Avec un joint torique placé entre les brides, positionner le robinet d'arrêt sur la conduite d'air de refroidissement, et fixer avec un raccord Marman.

(c) Raccorder le cavalier du robinet d'arrêt au raccord rapide.

(d) S'il n'est pas déjà en place, raccorder le coude flexible de refroidissement zone 2 à sa bride correspondante sur la face avant de la cloison à FS 314, dans le fuselage arrière. En s'assurant que les

damaged and are free from foreign matter, install V-clamp and torque to a value between 3.61 and 4.29 N•m (32 and 38 in•lb) using procedure described in Steps s (3) (a) and (c) to (e).

NOTE

The zone 2 cooling flexible elbow assembly shall be installed so that its forward flange will fit the mating connection on the shut-off valve.

(8) Connect oil filler scupper drain line to drain manifold (see Figure 2-2).

(9) Attach MFC lever to Teleflex control with bolt, spacer (positioned between lever and Teleflex), washer and nut (positioned on engine side). Secure nut with cotter pin. For rigging procedure, see Part 3.

t. Make following electrical connections (see Figure 2-7):

(1) Connect main electrical distribution harness and thermocouple harness, both adjacent to left-hand side of igniter box.

(2) Connect zone 2 cooling air shut-off valve. Lockwire connector to aft mounting spacer with 0.05 cm (0.020 in.) diameter Inconel wire.

(3) Attach generator cable support bracket to engine accessory drive gearbox flange with two existing stud nuts located below and above horizontal axis. Torque nuts to a value between 2.28 and 3.95 N•m (25 and 35 in•lb).

(4) Check that low-tension electrical cable is connected to igniter box and that anti-icing cable is connected to anti-icing valve solenoid.

u. Check rigid and flexible lines, air ducts and electrical wiring for fouling and security. Check that supporting clamps are correctly located and secured. Where clearance between adjacent lines or between a line and component is not adequate to prevent

brides correspondantes ne sont pas endommagées et sont exemptes de tout corps étranger, poser un collier en V et serrer entre 3.61 et 4.29 N•m (32 et 38 po•lb), selon la méthode décrite aux étapes s (3) (a) et (c) à (e).

NOTA

Le coude flexible de refroidissement zone 2 doit être posé de façon que sa bride avant s'ajuste à la bride correspondante sur le robinet d'arrêt.

(8) Raccorder la conduite de drainage du dalot du raccord de remplissage d'huile au collecteur de drainage (voir figure 2-2).

(9) Raccorder le levier du régulateur carburant au câble de commande Teleflex avec un boulon, une pièce d'écartement (placée entre le levier et le câble Teleflex), une rondelle et un écrou (sur le côté réacteur). Freiner l'écrou avec une goupille fendue. Pour la méthode de réglage, voir Partie 3.

t. Effectuer les branchements électriques suivants (voir figure 2-7) :

(1) Brancher le faisceau de distribution électrique principale et le faisceau de thermocouple, tous deux adjacents au côté gauche du boîtier d'allumage.

(2) Brancher le robinet d'arrêt d'air de refroidissement zone 2. Freiner le connecteur sur la pièce d'écartement de la fixation arrière, avec un fil en Inconel de 0.05 cm (0.020 po) de diamètre.

(3) Raccorder la ferrure de support des câbles de génératrice à la bride du boîtier d'entraînement des accessoires, en utilisant les deux écrous de goujon existants situés en-dessous et au-dessus de l'axe horizontal. Serrer les écrous entre 2.28 et 3.95 N•m (25 et 35 po•lb).

(4) Vérifier que le câble électrique basse tension est relié au boîtier d'allumage et que le câble d'antigivrage est relié au solénoïde de la vanne d'antigivrage.

u. Vérifier que les conduites rigides et flexibles, les conduites d'air et les câbles électriques sont en bon état et sécuritaires. Vérifier que les colliers de support sont au bon endroit et bien fixés. Lorsque le dégagement entre des conduites voisines ou entre une conduite et

chafing, line routing shall be rearranged and additional clamping provided if necessary. Lines and hoses chafed beyond permissible limits shall be replaced with serviceable ones.

v. Check all locking and safetying.

w. Carry out functional check of EGT indicating system (see C-12-114-0E0/MF-001).

x. Carry out a foreign matter inspection before installing fixed duct access door.

y. Install air intake fixed duct access door.

NOTE

If access door is re-opened after jetpipe installation for final check of power plant alignment, carry out a foreign matter inspection before closing the access door.

z. After engine installation has been completed and all checks have been carried out, install aft fuselage together with jetpipe to forward fuselage (see Paragraphs 85 and 86, and C-12-114-0A0/MF-001).

ALIGNMENT OF POWER PLANT

GENERAL

102. The engine and the jetpipe shall be aligned with the fuselage to obtain proper fits and clearances. The alignment is carried out:

a. After installation of the engine in the forward fuselage.

b. After the installation of the aft fuselage together with the jetpipe to the forward fuselage.

103. When adjustments are being made at the forward mount turnbuckle, main mount adjustable struts and jetpipe turnbuckles, the following precautions shall be observed:

un élément n'est pas suffisant pour prévenir l'usure, réacheminer les conduites et ajouter des colliers au besoin. Les conduites et tuyaux usés au-delà des limites permises doivent être remplacés par d'autres en bon état.

v. Vérifier tous les freinages au fil et les fixations.

w. Effectuer une vérification du fonctionnement du circuit d'indication EGT (voir C-12-114-0E0/MF-001).

x. Faire une inspection pour s'assurer qu'il n'y a pas de corps étrangers avant d'installer la trappe d'accès de la manche fixe.

y. Poser la trappe d'accès de la manche d'entrée d'air fixe.

NOTA

Si, après la pose de la tuyère, la trappe d'accès est ouverte de nouveau pour une vérification finale de l'alignement du groupe turboréacteur, effectuer une inspection pour s'assurer qu'il n'y a pas de corps étrangers avant de refermer la trappe d'accès.

z. Une fois la pose du réacteur terminée et toutes les vérifications effectuées, raccorder le fuselage arrière, d'un bloc avec la tuyère, au fuselage avant (voir paragraphes 85 et 86 et C-12-114-0A0/MF-001).

ALIGNEMENT DU GROUPE TURBORÉACTEUR

GÉNÉRALITÉS

102. Le réacteur et la tuyère doivent être alignés par rapport au fuselage si l'on veut obtenir les réglages et tolérances appropriés. Effectuer l'alignement :

a. Après la pose du réacteur dans le fuselage avant.

b. Après le raccordement du fuselage arrière, d'un bloc avec la tuyère, au fuselage avant.

103. Lorsque des réglages sont effectués sur le tendeur d'attache avant, sur les jambes réglables d'attache principale et sur les tendeurs de tuyère, observer les précautions suivantes :

a. Identify jamnuts or rod-ends with LH threads to prevent inadvertent overtorquing by turning the jamnuts in the opposite direction for loosening.

b. For engine alignment, only the adjustment screw at the aft end of the main mount adjustable strut shall be used. Do not adjust at the forward end of the strut (attachment to fuselage frame).

c. While turning adjustment screws or torquing jamnuts on the main mount adjustable strut, hold the strut stationary, as a slight rotation of the strut will shear the safety cotter pin at its forward rod-end. Two flat sides, on the aft fitting of the strut tube, are provided for a wrench to hold the strut stationary during adjustments.

d. Check through inspection holes in turnbuckle barrels, strut tubes and adjustment screws to ensure that the rod-ends and adjustment screw threads are fully engaged in their mating parts.

e. Each adjustment changing the position of the engine in the forward fuselage will affect the alignment in the aft fuselage and vice versa.

ALIGNMENT OF ENGINE IN FORWARD FUSELAGE

104. **General**. After the engine has been supported on the main and forward mounts, but before the system connections are accomplished, the engine air intake adapter shall be aligned with the intake fixed duct as follows (see Figure 2-12):

105. **Concentricity of Air Intake Ducts**. Concentricity of the engine air intake adapter and the air intake fixed duct is essential for maintaining optimum sealing and alignment of intake duct, engine, jetpipe, and resultant thrust. Departure from optimum sealing and alignment procedures can result in induced stresses and deformation of duct structure, as well as degraded performance and stability during flight. The engine mount design of one fixed trunnion (right-hand side) and one sliding trunnion (left-hand side) results in asymmetrical

a. Identifier les contre-écrous ou les embouts de tige filetés à gauche, afin d'éviter qu'ils ne soient serrés excessivement par accident si on tourne des contre-écrous dans le mauvais sens en croyant ainsi les desserrer.

b. Pour aligner le réacteur, utiliser uniquement la vis de réglage à l'extrémité arrière de la jambe réglable d'attache principale. Ne pas faire de réglage à l'extrémité avant de la jambe (fixation au cadre du fuselage).

c. Quand on tourne les vis de réglage ou qu'on serre les contre-écrous sur la jambe réglable d'attache principale, tenir la jambe immobile, car une légère rotation de la jambe déchirera la goupille fendue de sûreté à son embout de tige avant. Les deux faces plates, sur la ferrure arrière du tube de jambe, permettent d'utiliser une clé pour tenir la jambe immobile pendant les réglages.

d. Vérifier, par les trous d'inspection dans les barillets du tendeur, dans les tubes de jambe et dans les vis de réglage, que les filets des embouts de tige et des vis de réglage sont pleinement engagés dans leurs pièces de contact correspondantes.

e. Chaque réglage qui change la position du réacteur dans le fuselage avant modifie son alignement dans le fuselage arrière et vice-versa.

ALIGNEMENT DU RÉACTEUR DANS LE FUSELAGE AVANT

104. **Généralités.** Une fois que le réacteur repose sur ses attaches principales et avant, mais avant d'effectuer les connexions de l'équipement, aligner l'adaptateur d'entrée d'air réacteur sur la manche d'entrée d'air fixe comme suit (voir figure 2-12) :

105. **Concentricité des manches d'entrée d'air.** La concentricité de l'adaptateur d'entrée d'air réacteur et de la manche d'entrée d'air fixe est essentielle pour maintenir l'étanchéité et l'alignement optimum de la manche d'entrée d'air, du réacteur, de la tuyère, et ainsi obtenir la poussée résultante optimale. Tout écart aux méthodes optimales d'étanchéisation et d'alignement peut induire des contraintes et provoquer une déformation de la structure de la manche ainsi qu'une dégradation des performances et de la stabilité en vol. La conception

lateral movement of the engine in relation to the centreline of the air intake fixed duct when expanding from cold to hot. Consequently, the whole lateral movement of the engine is to the left-hand side of the fuselage. This movement causes the LH mount to swing slightly aft, producing a rotation of the engine in the horizontal plane about its fixed trunnion, which swings the engine intake adapter further to the left. Therefore, when aligning the air intake adapter with the fixed duct, allowance shall be made for this movement during expansion by adjusting the engine intake adapter asymmetrically (see Detail B). This asymmetrical condition while cold will become the required concentricity of both ducts when the engine attains its normal working temperature. This alignment procedure requires one person in the intake duct and one person by the engine bay to carry out adjustment. Proceed as follows:

a. Position alignment tool, Part No. 8840118-1, see C-12-114-000/CS-060 (Item 142, C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5), longitudinally on the intake adapter inner surface (see Detail C). The alignment check shall be carried out at the 12, the 9 and the 3 o'clock positions.

CAUTION

To prevent permanent seal damage, or to set, adjustment in increments of one turn shall be done on strut to be shortened before other strut is lengthened.

CAUTION

During adjustments, the adjustable struts shall be held firmly on the flats provided to prevent shearing of the cotter pin holding the upper end.

(1) To adjust intake adapter in vertical direction, slacken jamnuts and shorten forward mount turnbuckle to raise the adapter, or lengthen turnbuckle to lower toe adapter.

des attaches réacteur, comprenant un tourillon fixe (côté droit) et un tourillon coulissant (côté gauche), cause un mouvement latéral asymétrique du réacteur par rapport à l'axe de la manche d'entrée d'air fixe en cas de dilatation thermique. Par conséquent, tout le mouvement latéral du réacteur se fait du côté gauche du fuselage. Ce mouvement entraîne un léger déplacement de l'attache gauche vers l'arrière, provoquant une rotation du réacteur dans le plan horizontal autour du tourillon fixe, ce qui déplace l'adaptateur d'entrée d'air réacteur un peu plus vers la gauche. Ainsi, quand on aligne l'adaptateur d'entrée d'air réacteur sur la manche fixe, prévoir une tolérance pour ce mouvement pendant la dilatation en réglant l'adaptateur d'entrée d'air réacteur de façon asymétrique (voir détail B). Cet état asymétrique à froid permet d'obtenir la concentricité requise des deux manches quand le réacteur atteint sa température de fonctionnement normale. Cette méthode d'alignement exige la présence d'une personne dans la manche d'entrée d'air et d'une autre près du compartiment réacteur pour effectuer le réglage. Procéder comme suit :

a. Positionner l'outil d'alignement, n° de pièce 8840118-1, voir C-12-114-000/CS-060 (article 142, C-12-114-000/MF-001, figure 1-5), longitudinalement sur la surface intérieure de l'adaptateur d'entrée d'air (voir détail C). Vérifier l'alignement à 12, 9 et 3 heures.

ATTENTION

Pour prévenir la détérioration permanente du joint d'étanchéité ou de l'outil, faire le réglage par incréments d'un tour à la fois sur la jambe à raccourcir avant d'allonger l'autre jambe.

ATTENTION

Pendant les réglages, maintenir fermement les jambes réglables sur les méplats pour ne pas déchirer la goupille fendue retenant l'extrémité supérieure.

(1) Pour régler l'adaptateur d'entrée d'air dans la direction verticale, desserrer les contre-écrous et raccourcir le tendeur d'attache avant pour lever l'adaptateur, ou allonger le tendeur pour baisser l'adaptateur du bas.

(2) To adjust intake adapter in lateral direction, on aft end of main adjustable strut slacken jamnut on adjustment screw and on aft

(2) Pour régler l'adaptateur d'entrée d'air dans la direction latérale, desserrer le contre-écrou sur la vis de réglage à l'extrémité

rod-end shorten or lengthen one of the adjustable struts (see Example 1). Alternatively, adjustment in lateral direction can also be done by shortening one strut and lengthening the other (see Example 2).

(3) To adjust intake adapter in intermediate direction, use forward mount turnbuckle and one (or both) main mount adjustable struts. For example, to move intake adapter to the 1:30 o'clock position, shorten forward mount turnbuckle, which will raise the adapter, and either shorten LH main mount adjustable strut, or lengthen RH strut, which will move the adapter to the right.

NOTE

If the concentricity of the fixed seal and engine intake adapters is within specifications, continue with Steps b, c and d. If either the fixed seal or engine intake adapter is distorted and these measurements cannot be obtained, continue with Step f.

(4) **Example 1**. To move intake adapter to the left, shorten RH strut by turning its adjustment screw clockwise (looking forward), or lengthen LH strut by turning its adjustment screw counter-clockwise. In this example, adjustment is made using one strut only.

(5) **Example 2**. To move intake adapter to the right, shorten LH strut by turning its adjustment screw clockwise (looking forward) until half of the necessary adjustment is achieved, and then lengthen RH strut by turning its adjustment screw counter-clockwise until full adjustment is achieved. In this example adjustment is made using both struts.

b. Check and adjust at 12 o'clock position to obtain gap within 0.23 cm (0.09 in.).

c. Check and adjust at 3 o'clock (looking aft) position to obtain gap within 0.30 cm (0.12 in.).

arrière de la jambe réglable principale, et raccourcir ou allonger l'une des jambes réglables à l'embout de tige arrière (voir exemple 1). On peut également faire le réglage en direction latérale en raccourcissant une jambe et en allongeant l'autre (voir exemple 2).

(3) Pour régler l'adaptateur d'entrée d'air dans la direction intermédiaire, utiliser le tendeur d'attache avant et une (ou les deux) jambe réglable d'attache principale. Par exemple, pour amener l'adaptateur d'entrée d'air à 1 h 30, raccourcir le tendeur d'attache avant, ce qui lève l'adaptateur, et soit raccourcir la jambe réglable d'attache principale gauche, soit allonger la jambe droite, ce qui déplace l'adaptateur vers la droite.

NOTA

Si la concentricité du joint fixe et des adaptateurs d'entrée d'air réacteur est conforme aux spécifications, passer aux étapes b, c et d. Si le joint fixe ou l'adaptateur d'entrée d'air réacteur est déformé et que ces mesures ne peuvent être obtenues, passer à l'étape f.

(4) **Exemple 1.** Pour déplacer l'adaptateur d'entrée d'air vers la gauche, raccourcir la jambe droite en tournant sa vis de réglage dans le sens horaire (en regardant vers l'avant) ou allonger la jambe gauche en tournant sa vis de réglage dans le sens antihoraire. Dans le présent exemple, le réglage se fait sur une jambe seulement.

(5) **Exemple 2.** Pour déplacer l'adaptateur d'entrée d'air vers la droite, raccourcir la jambe gauche en tournant sa vis de réglage dans le sens horaire (en regardant vers l'avant) jusqu'à la moitié du réglage nécessaire, puis allonger la jambe droite en tournant sa vis de réglage dans le sens antihoraire, jusqu'à l'obtention du plein réglage. Dans le présent exemple, le réglage se fait sur les deux jambes.

b. Vérifier et régler à la position 12 heures de façon à obtenir un jeu inférieur à 0.23 cm (0.09 po).

c. Vérifier et régler à la position 3 heures (en regardant vers l'arrière) de façon à obtenir un jeu inférieur à 0.30 cm (0.12 po).

d. Recheck that there is still a positive drag at all points around the seal ring with 0.025 cm (0.010 in.) single feeler and adjust if necessary.

e. Check that metal-to-metal clearance between the seal retainer lip and the fixed intake seal ring (see Detail C) is a minimum of 0.254 cm (0.100 in.) at any point. Readjust if necessary, then repeat Step d.

NOTE

If difficulty is experienced in meeting the requirements of Steps d and e, possibly from accumulated tolerances such as out-of-round, the alignment may be relaxed to a maximum of 0.30 cm (0.12 in.) at any point. However, it is desirable to maintain the differential between left-hand and right-hand gaps to the limits given.

f. Adjust the 12 o'clock position to between 0.076 and 0.101 cm (0.030 and 0.040 in.).

g. While the engine moves 0.076 cm (0.030 in.) to the left when operating, the technician carrying out the alignment check shall determine the clearance required in order to centre the engine when running. For example:

(1) **Viewing Aft**: Left is –0.076 cm (0.030 in.), right is +0.076 cm (0.030 in.), running measurement is 0.000 cm (0.000 in.) each side.

Running measurement is +0.076 cm (0.030 in.), each side.

Left is +0.076 cm (0.030 in.), right is +0.228 cm (0.090 in.).

Running measurement +0.152 cm (0.060 in.) each side.

(2) Using this alignment procedure, the engine running measurement is as close to centre as possible.

106. **Metal-to-metal Clearance**. Metal-to-metal clearance between the engine air intake adapter and the intake fixed duct, provided for engine expansion

d. Vérifier de nouveau, au moyen d'une jauge unique de 0.025 cm (0.010 po) d'épaisseur, qu'il y a une résistance positive en tout point autour de l'anneau d'étanchéité, et régler au besoin.

e. Vérifier que le dégagement métal-métal entre la lèvre de retenue de joint et l'anneau d'étanchéité de l'entrée fixe (voir détail C) est de 0.254 cm (0.100 po) minimum en tout point. Refaire le réglage au besoin, puis répéter l'étape d.

NOTA

S'il est difficile de respecter les exigences des étapes d et e, peut-être à cause de l'accumulation des tolérances telles que l'ovalisation, on peut réduire les exigences d'alignement à un maximum de 0.30 cm (0.12 po) en tout point. Toutefois, il est souhaitable de maintenir la différence entre les jeus à gauche et à droite dans les limites données.

f. Régler à la position 12 heures entre 0.076 et 0.101 cm (0.030 et 0.040 po).

g. Lorsque le réacteur se déplace de 0.076 cm (0.030 po) vers la gauche en fonctionnement, le technicien effectuant la vérification d'alignement doit déterminer le dégagement nécessaire pour centrer le réacteur lorsqu'il tourne. Par exemple :

(1) **En regardant vers l'arrière :** Gauche est –0.076 cm (0.030 po), droite est +0.076 cm (0.030 po), la mesure en fonctionnement est 0.000 cm (0.000 po) de chaque côté.

La mesure en fonctionnement est +0.076 cm (0.030 po) de chaque côté.

Gauche est +0.076 cm (0.030 po), droite est +0.228 cm (0.090 po).

La mesure en fonctionnement est +0.152 cm (0.060 po) de chaque côté.

(2) Avec cette méthode d'alignement, la mesure prise lorsque le moteur tourne est le plus près possible du centre.

106. **Dégagement métal-métal.** Le dégagement métal-métal entre l'adaptateur d'entrée d'air réacteur et la manche d'entrée d'air fixe, prévu pour

from cold to hot, shall not be less than 0.254 cm (0.100 in.), (see Detail A). If the clearance exceeds limit, proceed as follows:

a. To increase or decrease the clearance equally around the adapter, lengthen or shorten both main mount adjustable struts. To lengthen strut, turn its adjustment screw counter-clockwise (looking forward). To shorten strut, turn its adjustment screw clockwise.

CAUTION

Adjustment of metal-to-metal clearance on one side will affect the concentricity of the intake ducts. The previous adjustment shall be checked.

b. To increase or decrease the clearance at one side of the duct only, use forward mount turnbuckle or main mount adjustable struts, or a combination of both, as required.

107. **Air Intake Adapter Seal Contact**. The engine air intake adapter seal, Part No. CAP1826 (NSN 9390-21-851-2706), shall be in positive contact with the fixed duct mating ring to prevent entry of foreign matter into the engine (see Detail A). If, measuring with a 0.254 cm (0.010 in.) single feeler inserted between the seal and the fixed duct ring, a positive drag cannot be felt, correct excessive gap by adjusting the position of the engine in a manner similar to the adjustment of metal-to-metal clearance (see Paragraph 106).

CAUTION

Correction of excessive gap between the seal and fixed duct ring will affect the metal-to-metal clearance and/or concentricity of the ducts. Both previous adjustments shall be checked.

NOTE

If metal-to-metal clearances and intake seal contact limits cannot be met, check the fixed engine duct seal ring for distortion. If found to be distorted, repair in accordance

permettre la dilatation thermique du réacteur, ne doit pas être inférieur à 0.254 cm (0.100 po) (voir détail A). Si le dégagement dépasse les limites, procéder comme suit :

a. Pour augmenter ou diminuer le dégagement de manière uniforme tout autour de l'adaptateur, allonger ou raccourcir les deux jambes réglables d'attache principale. Pour allonger une jambe, tourner sa vis de réglage dans le sens antihoraire (en regardant vers l'avant). Pour raccourcir une jambe, tourner sa vis de réglage dans le sens horaire.

ATTENTION

Le réglage du dégagement métal-métal sur un côté modifie la concentricité des manches d'entrée d'air. Les réglages précédents doivent être vérifiés.

b. Pour augmenter ou diminuer le dégagement métal-métal d'un côté de la manche seulement, utiliser le tendeur d'attache avant ou les jambes réglables d'attache principale, ou une combinaison des deux, selon le cas.

107. **Contact au joint d'adaptateur d'entrée d'air.** Le joint d'adaptateur d'entrée d'air réacteur, n° de pièce CAP1826 (NNO 9390-21-851-2706), doit être en contact positif avec l'anneau correspondant sur la manche fixe, afin de prévenir l'introduction de corps étrangers dans le réacteur (voir détail A). En mesurant avec une jauge unique de 0.254 cm (0.010 po) d'épaisseur insérée entre le joint et l'anneau de la manche fixe, si une résistance positive ne peut être sentie, corriger le jeu excessif en réglant la position du réacteur de la même manière que pour le réglage du dégagement métal-métal (voir paragraphe 106).

ATTENTION

La correction du jeu excessif entre le joint et l'anneau de la manche fixe modifie le dégagement métal-métal et la concentricité des manches. Les deux réglages précédents doivent être vérifiés.

NOTA

Si les limites de dégagement métal-métal et de contact au joint d'entrée d'air ne peuvent être respectées, vérifier que l'anneau d'étanchéité de la manche

with repair scheme in C-12-114-000/MN-000.

ALIGNMENT OF ENGINE AND JETPIPE IN AFT FUSELAGE

108. **Engine Firewall Seal Contact**. The engine firewall shall be in positive contact with the seal installed around the jetpipe opening in the bulkhead at FS 314 (see Figure 2-12, Detail D). If, measuring with a 0.012 cm (0.005 in.) single feeler inserted between the seal and the engine firewall flange, a positive drag cannot be felt, correct excessive gap by adjusting the position of the engine in the aft direction. To move the engine aft, turn adjustment screws on main mount adjustable struts counter-clockwise (looking forward).

CAUTION

Moving the engine in aft direction will affect the contact between the engine air intake adapter seal and intake fixed duct. Check alignment at the fixed duct.

109. **Zone 2 Cooling Seal Contact.** To prevent the loss of ram air for zone 2 cooling, ram air duct flanges shall be in positive contact with the seal installed around the opening in the upper left-hand side of the bulkhead at FS 314 (see Detail E). If, measuring with a 0.012 cm (0.005 in.) single feeler inserted between the seal and duct flanges, a positive drag cannot be felt, the seal shall be renewed and duct flanges checked for deformation. The ram air duct, being permanently riveted to the forward fuselage structure, cannot be adjusted.

MOTORING THE ENGINE

GENERAL

110. After installation, it is necessary to motor the engine during the following procedures:

a. De-inhibiting the engine and/or engine fuel system.

b. Pressure-testing of fuel and oil systems.

d'entrée d'air fixe du réacteur n'est pas déformé. S'il est déformé, le réparer conformément à la méthode indiquée dans C-12-114-000/MN-000.

ALIGNEMENT DU RÉACTEUR ET DE LA TUYÈRE DANS LE FUSELAGE ARRIÈRE

108. **Contact au joint de la cloison pare-feu réacteur.** La cloison pare-feu réacteur doit être en contact positif avec le joint posé autour de l'ouverture de la tuyère dans la cloison à FS 314 (voir figure 2-12, détail D). En mesurant avec une jauge unique de 0.012 cm (0.005 po) d'épaisseur insérée entre le joint et la bride de la cloison pare-feu réacteur, si une résistance positive ne peut être sentie, corriger le jeu excessif en réglant la position du réacteur vers l'arrière. Pour déplacer le réacteur vers l'arrière, tourner les vis de réglage sur les jambes réglables d'attache principale dans le sens antihoraire (en regardant vers l'avant).

ATTENTION

Le déplacement du réacteur vers l'arrière modifie le contact entre le joint d'adaptateur d'entrée d'air et la manche d'entrée d'air fixe du réacteur. Vérifier l'alignement à la manche fixe.

109. **Contact au joint de refroidissement zone 2.** Pour prévenir la perte d'air dynamique de refroidissement zone 2, les brides de la conduite d'air dynamique doivent être en contact positif avec le joint posé autour de l'ouverture du côté gauche supérieur de la cloison à FS 314 (voir détail E). En mesurant avec une jauge unique de 0.012 cm (0.005 po) d'épaisseur insérée entre le joint et les brides de la conduite, si une résistance positive ne peut être sentie, remplacer le joint et vérifier que les brides de la conduite ne sont pas déformées. La conduite d'air dynamique étant rivetée de façon permanente à la structure du fuselage avant, elle ne peut être réglée.

LANCEMENT DU RÉACTEUR

GÉNÉRALITÉS

110. Après la pose, il est nécessaire de lancer le réacteur pendant les opérations suivantes :

a. Déneutralisation du réacteur ou du circuit carburant réacteur.

b. Essai de pression des circuits carburant et huile.

c. Starting after 72 hours not in operation.

d. Checking oil level.

e. Checking engine starter.

f. Checking free rotation of engine.

g. Priming fuel and oil systems.

h. Blowing out excess residual fuel after a wet start.

i. Blowing out fire after a hot start.

j. Checking for rotational noises.

MOTORING

111. Proceed as follows:

a. Connect 28 Vdc ground power supply to aircraft.

CAUTION

Failure to use an external power source with the S/P CONT circuit-breaker pulled out will produce a parallel start resulting in slow rotation and adversely affect electrical circuitry.

b. Pull out IGNITION and S/P CONT circuit-breakers.

CAUTION

The fuel pump and MFC are fuel-lubricated. Do not motor engine unless normal fuel pressure is indicated.

c. Set dc MASTER switch to GROUND POWER. Check that fuel warning light illuminates.

d. Set ENG MASTER switch to ON. Check that fuel warning light extinguishes.

e. Set throttle lever to OFF.

c. Démarrage après un arrêt de 72 heures.

d. Vérification du niveau d'huile.

e. Vérification du démarreur.

f. Vérification de la libre rotation du réacteur.

g. Amorçage des circuits carburant et huile.

h. Expulsion du carburant résiduel excédentaire après un démarrage noyé.

i. Extinction d'un incendie après un démarrage à chaud.

j. Vérification des bruits de rotation.

LANCEMENT

111. Procéder comme suit :

a. Brancher une alimentation de parc 28 Vc.c. à l'avion.

ATTENTION

Si on n'utilise pas une source d'alimentation de parc quand le disjoncteur S/P CONT est désenclenché, il y aura démarrage en parallèle, ce qui causera une rotation lente et aura un effet néfaste sur les circuits électriques.

b. Désenclencher les disjoncteurs IGNITION et S/P CONT.

ATTENTION

La pompe carburant et le régulateur carburant sont lubrifiés par le carburant lui-même. Ne pas lancer le réacteur à moins qu'une pression carburant normale soit indiquée.

c. Mettre l'interrupteur c.c. MASTER sur GROUND POWER. Vérifier que le voyant d'alarme carburant s'allume.

d. Mettre l'interrupteur ENG MASTER sur ON. Vérifier que le voyant d'alarme carburant s'éteint.

e. Mettre la manette de poussée sur OFF.

CAUTION

Observe ground power unit amperage restriction (see Part 8). Starter operation is limited to 45 seconds ON, followed by 1 minute OFF, then 30 seconds ON followed by 1 minute OFF, then 50 seconds ON, followed by 25 minutes OFF. These limitations shall be strictly observed.

f. Set START switch to START. Hold on for 2 to 3 seconds, then release. Do not motor engine for more than 30 seconds. Press STARTER STOP switch at front of centre console to end motoring cycle.

g. Record starter capability during the first motoring. The starter shall be capable of rotating the engine to at least 12 per cent engine speed for the first 25 seconds and at least 10 per cent engine speed for the remaining 20 seconds.

h. Carry out motoring checks (see C-14-165-000/MF-000).

CAUTION

Failure to pull out the S/P CONT circuit-breaker will result in ignition and light-off.

i. When purging the engine fuel system, motor engine for 20 seconds with throttle lever in MAX position, then move throttle lever to OFF and motor for a further 10 seconds to blow out the fuel.

ENGINE GROUND RUN

GENERAL

112. The following instructions shall be carried out after installation of an engine or power plant.

NOTE

These instructions apply specifically to the initial engine run of a newly installed

ATTENTION

Respecter les limites d'intensité de courant s'appliquant à l'alimentation de parc (voir Partie 8). Mettre le démarreur à ON pendant un maximum de 45 secondes, le mettre à OFF pendant 1 minute, à ON pendant 30 secondes, à OFF pendant 1 minute, à ON pendant 50 secondes, puis à OFF pendant 25 minutes. Ces limites doivent être rigoureusement respectées.

f. Mettre l'interrupteur START sur START. Le maintenir en position pendant 2 à 3 secondes, puis le relâcher. Ne pas lancer le réacteur pendant plus de 30 secondes. Appuyer sur l'interrupteur STARTER STOP sur le devant du pylône de commande pour mettre fin au cycle de lancement.

g. Consigner la capacité du démarreur pendant le premier lancement. Le démarreur doit pouvoir faire tourner le réacteur à au moins 12 pour cent du régime pendant les 25 premières secondes et à au moins 10 pour cent du régime pendant les 20 secondes restantes.

h. Effectuer les vérifications de lancement (voir C-14-165-000/MF-000).

ATTENTION

Si on ne désenclenche pas le disjoncteur S/P CONT, il y aura allumage et démarrage.

i. Lors de la purge du circuit carburant réacteur, lancer le réacteur pendant 20 secondes, avec la manette de poussée sur MAX, puis mettre la manette de poussée sur OFF et lancer de nouveau pendant 10 secondes pour expulser le carburant.

POINT FIXE DU RÉACTEUR

GÉNÉRALITÉS

112. Après la pose d'un réacteur ou d'un groupe turboréacteur, se conformer aux instructions suivantes.

NOTA

Ces instructions s'appliquent spécifiquement au point fixe initial d'un réacteur ou

engine and/or complete power plant. For general instructions on normal ground operating procedures, see C-12-114-000/MB-001.

CAUTION

Ensure that in cases where the ambient temperature is 4.4 degrees C (40 degrees F), or less, that the aircraft is not positioned with its intakes over any loose snow or water. At high engine speeds of 90 per cent or greater, this material may be ingested by the engine and may cause rapid icing of the intake duct walls and engine.

113. Engine performance varies with changes in ambient temperature. Use an accurate thermometer, hung in a shaded, sheltered area adjacent to the aircraft, and not in contact with the aircraft skin. Allow sufficient time for the temperature to stabilize before taking readings to be used during the initial run.

PREPARATION FOR INITIAL ENGINE RUN

114. The following preparations are required prior to an initial engine run:

a. Position aircraft facing into wind as near as possible and chock the wheels. Install restraining cable if necessary.

b. Ensure that engine has been de-inhibited (see C-14-165-000/MF-000).

c. Check oil level (see C-12-114-000/MF-001).

d. Check hydraulic system filters (see C-12-114-0B0/MF-001).

e. Remove all blanking covers.

f. Check that intakes and jetpipe are clear of obstruction and foreign matter. Ensure that they are in good condition. Check that engine compartment is free from foreign matter.

d'un groupe turboréacteur nouvellement posé. Pour les instructions générales concernant les méthodes d'exploitation normale au sol, voir C-12-114-000/MB-001.

ATTENTION

Dans le cas où la température ambiante est de 4.4 degrés C (40 degrés F) ou moins, s'assurer que l'avion n'est pas positionné de manière que ses entrées d'air soient au-dessus de neige ou d'eau libre. À des régimes élevés de 90 pour cent ou plus, ces substances pourraient être aspirées par le réacteur et causer un givrage rapide des parois de la manche d'entrée d'air et du réacteur.

113. Les performances du réacteur varient avec la température ambiante. Utiliser un thermomètre précis, suspendu dans une zone abritée et à l'ombre, près de l'avion mais hors de contact avec le revêtement de l'avion. Attendre assez longtemps pour que la température se stabilise avant de prendre les lectures qui seront utilisées lors du point fixe initial.

PRÉPARATION POUR LE POINT FIXE INITIAL DU RÉACTEUR

114. Avant tout point fixe initial du réacteur, il est nécessaire d'effectuer les préparatifs suivants :

a. Positionner l'avion face au vent, aussi près que possible, et caler les roues. Fixer des câbles d'amarrage au besoin.

b. S'assurer que le réacteur a été déneutralisé (voir C-14-165-000/MF-000).

c. Vérifier le niveau d'huile (voir C-12-114-000/MF-001).

d. Vérifier les filtres du circuit hydraulique (voir C-12-114-0B0/MF-001).

e. Enlever tous les couvercles d'obturation.

f. Vérifier que les entrées d'air et la tuyère sont dégagées et exemptes de corps étrangers. S'assurer qu'elles sont en bon état. Vérifier que le compartiment réacteur est exempt de corps étrangers.

NOTES

1. Install air intake screens (C-12-114-000/ MF-001, Figure 1-5, Items 136 and 137). For illustration of air intake screens, see C-12-114-000/MF-001.

2. The requirement for screen may be waived so as to allow ground runs during temperature/dew point restricted periods (refer to C-14-165-000/MF-000), with the following restrictions:

   a. A genuine operational requirement for performing the run-up.

   b. A maximum engine running time of 30 minutes.

   c. During the 30 minutes, the RPM shall not exceed 70% RPM for more than 2 minutes.

g. Ensure that EGT system has been checked (see C-12-114-0E0/MF-001).

h. Ensure that power control system has been checked (see Part 3).

i. Obtaining access through the panels in the engine forward firewall (see Figure 2-2), check that fuel density selector on master fuel control is set to reflect type of fuel being used for engine run (see C-14-165-000/MF-000).

NOTE

A small circular observation panel is located on the forward right-hand face of the bulkhead at FS 277.75 and is retained by three screws.

j. Manually check that weight-operated flapper valves of zone 2 cooling jet pumps open and close freely.

k. Install the following special test equipment:

   (1) Voltmeter between J3P (positive) and J2P (negative). These connections are made in the nose section of the aircraft.

NOTA

1. Poser les grilles d'entrée d'air (C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, articles 136 et 137). Pour l'illustration des grilles d'entrée d'air, voir C-12-114-000/MF-001.

2. On peut ignorer l'exigence relative aux grilles d'entrée d'air pour permettre l'exécution de points fixes pendant les périodes de limitation de température ou de point de rosée (voir C-14-165-000/MF-000) en respectant les restrictions suivantes :

   a. Une véritable exigence opérationnelle pour l'exécution du point fixe.

   b. Une durée maximale de fonctionnement des réacteurs de 30 minutes.

   c. Au cours de ces 30 minutes, le régime ne doit pas dépasser 70 p. cent pendant plus de 2 minutes.

g. S'assurer que le circuit EGT a été vérifié (voir C-12-114-0E0/MF-001).

h. S'assurer que le circuit de commande de poussée a été vérifié (voir Partie 3).

i. Par les trappes d'accès, accéder à la cloison pare-feu avant du réacteur (voir figure 2-2), vérifier que le sélecteur de masse volumique carburant, sur le régulateur carburant, est réglé en fonction du type de carburant utilisé pour le point fixe du réacteur (voir C-14-165-000/MF-000).

NOTA

Une petite affichette circulaire est placée sur la face avant droite de la cloison à FS 277.75 et retenue par trois vis.

j. Vérifier manuellement que les clapets à masselottes des pompes venturi de refroidissement zone 2 s'ouvrent et se ferment librement.

k. Installer le matériel d'essai spécial suivant :

   (1) Un voltmètre entre J3P (positif) et J2P (négatif). Ces connexions sont effectuées dans le nez de l'avion.

(2) Thermometer to measure ambient temperature (see Paragraph 113).

l. Check that all circuit-breakers in nose compartment are pushed in.

m. Apply ambient temperature reading to running charts (see Figures 2-17 and 2-18) and assess significant operating limits.

INITIAL GROUND RUN

115. After all preparations have been made (see Paragraph 114), carry out the initial ground run as follows:

a. Connect a 28 Vdc ground power supply to aircraft.

b. Perform cockpit check (see C-12-114-000/MB-001).

c. Pull out fuel BOOST PUMP circuit-breaker. Select engine MASTER switch ON.

d. Press and release RH AIR START switch. Observe AIR START indicator light and check that ignition remains on for 25 ±2.5 seconds after switch release. Repeat ignition check using LH AIR START switch.

e. Carry out in-flight air starts, checking time duration of ignition cycle as per Step d.

f. Set engine MASTER switch to OFF and push in fuel BOOST PUMP circuit-breaker.

g. Check master warning system using press-to-test button. Check fire detection system using press-to-test button.

h. Motor engine (see Paragraph 111).

(2) Un thermomètre pour mesurer la température ambiante (voir paragraphe 113).

l. Vérifier que tous les disjoncteurs dans le compartiment avant sont enclenchés.

m. Appliquer la lecture de température ambiante aux graphiques de fonctionnement (voir figures 2-17 et 2-18) et déterminer les limites d'exploitation importantes.

POINT FIXE INITIAL

115. Une fois tous les préparatifs terminés (voir paragraphe 114), effectuer le point fixe initial comme suit :

a. Brancher une source d'alimentation de parc 28 V c.c. à l'avion.

b. Effectuer la vérification du poste de pilotage (voir C-12-114-000/MB-001).

c. Désenclencher le disjoncteur BOOST PUMP carburant. Mettre l'interrupteur MASTER du réacteur sur ON.

d. Enfoncer et relâcher l'interrupteur AIR START de droite. Observer le voyant indicateur AIR START et vérifier que l'allumage demeure en marche pendant 25 ±2.5 secondes après le relâchement de l'interrupteur. Refaire la vérification d'allumage avec l'interrupteur AIR START de gauche.

e. Effectuer des démarrages pneumatiques en vol, en vérifiant la durée du cycle d'allumage conformément à l'étape d.

f. Mettre l'interrupteur MASTER du réacteur sur OFF et enclencher le disjoncteur BOOST PUMP carburant.

g. Vérifier le circuit d'alarme principal au moyen du poussoir d'essai. Vérifier le circuit de détection incendie au moyen du poussoir d'essai.

h. Lancer le réacteur (voir paragraphe 111).

CAUTION

The start cycle must be completed with the initial source of power selected (BATT or GRD PWR). In the event this is not possible, STARTER STOP switch stop must be pressed and proper shutdown procedures carried out.

CAUTION

If the engine fails to start, press the STARTER STOP switch before switching of the engine MASTER switch.

CAUTION

Excessive oil pressures will be experienced during engine starts at low ambient temperatures, particularly in the range of –29 degrees C (–20 degrees F) and –54 degrees C (–65 degrees F). As the permissible maximum oil pressure is 1206.6 kPa (175 psi) and the oil pressure indicator records pressures up to 689.47 kPa (100 psi) only, in any such case the engine shall be maintained at IDLE for a period not exceeding 10 min and, if the oil pressure has not fallen to 344.74 kPa (50 psi) or lower within this time, the engine shall be shut down. After shutdown, the engine shall be inspected as detailed in Paragraph 123.

i. Start engine in accordance with C-12-114-000/MB-001, observing limitations as listed in the following pages (see Figures 2-17, 2-18, 2-19 and 2-20). If limits of starting and idling are being exceeded, stop engine immediately and inspect installation.

j. Allow engine to stabilize. Record the following on engine run sheet (see Figure 2-17):

(1) Engine speed.

(2) Exhaust Gas Temperature (EGT).

ATTENTION

Le cycle de démarrage doit être terminé pendant que la source originale d'alimentation est sélectionée (BATT ou GRD PWR). Dans le cas où ceci est impossible, appuyer sur l'interrupteur STARTER STOP et exécuter les procédures d'arrêt appropriées.

ATTENTION

Si le réacteur ne démarre pas, appuyer sur l'interrupteur STARTER STOP avant d'actionner l'interrupteur MASTER du réacteur.

ATTENTION

Des surpressions d'huile se produiront lors du démarrage du réacteur à basse température ambiante, en particulier dans la plage comprise entre –29 degrés C (–20 degrés F) et –54 degrés C (–65 degrés F). Comme la pression d'huile maximale permissible est de 1206.6 kPa (175 lb/po^2) et que l'indicateur de pression d'huile enregistre la pression jusqu'à 689.47 kPa (100 lb/po^2) seulement, il faut, le cas échéant, maintenir le réacteur sur IDLE pendant une période ne dépassant pas 10 min et, si la pression d'huile n'est pas redescendue à 344.74 kPa (50 lb/po^2) ou moins pendant cette période, arrêter le réacteur. Après l'arrêt, inspecter le réacteur conformément au paragraphe 123.

i. Démarrer le réacteur comformément à C-12-114-000/MB-001 en respectant les limites stipulées aux pages suivantes (voir figures 2-17, 2-18, 2-19 et 2-20). Si les limites de démarrage et de ralenti sont dépassées, arrêter le réacteur immédiatement et vérifier l'installation.

j. Laisser le réacteur se stabiliser. Consigner les données suivantes sur la feuille de point fixe du réacteur (voir figure 2-17) :

(1) Régime réacteur.

(2) Température des gaz d'éjection (EGT).

(3) Oil pressure (see Figure 2-21).

k. After 3 minutes at maximum engine speed, record stabilized oil pressure reading on oil pressure placard located on RH instrument panel.

l. Set dc MASTER switch to BATT. Bring generator on-line by selecting generator control switch to RESET. Check that generator fail light extinguishes.

NOTE

The engine speed may have to be increased above stabilized idle to actuate the second speed switch and zone 2 cooling valve.

m. Check that loadmeter reads on positive side. Check that generator output voltage is correct as specified in C-12-114-0F0/MF-001.

n. Remove ground power.

o. Check that hydraulic pressure is indicated.

p. Check engine bay for leaks and possible defects.

q. Check jetpipe drain outlet on the underside of aft fuselage for fuel leakage. Leakage indicates a defective forward and aft jetpipe section joint.

CAUTION

Both lights shall be extinguished above idle engine speed when the aircraft is on the ground.

r. Check that, upon starting and before engine reaches idle engine speed, BLEED VALVE CLOSED amber advisory light is illuminated and that, upon reaching idle engine speed, the light extinguishes. At idle engine speed, check that air is issuing from the jet pump outlets and that BLEED VALVE OPEN light is also extinguished.

(3) Pression d'huile (voir figure 2-21).

k. Après 3 minutes au régime réacteur maximal, consigner la lecture de pression d'huile stabilisée sur l'affichette de pression d'huile située sur le tableau de bord de droite.

l. Mettre l'interrupteur MASTER c.c. sur BATT. Mettre la génératrice en circuit en mettant l'interrupteur de commande génératrice sur RESET. Vérifier que le voyant de panne génératrice s'éteint.

NOTA

Il peut être nécessaire d'amener le régime au-dessus du ralenti stabilisé pour actionner le second interrupteur de régime et la vanne de refroidissement zone 2.

m. Vérifier que l'ampèremètre donne une lecture positive. Vérifier que la tension de sortie de la génératrice est correcte, tel que précisé dans C-12-114-0F0/MF-001.

n. Débrancher l'alimentation de parc.

o. Vérifier que la pression hydraulique est indiquée.

p. Vérifier que le compartiment réacteur ne présente pas de fuites ou d'autres défauts.

q. Vérifier que l'orifice de drainage de la tuyère, sur le dessous du fuselage arrière, ne présente pas de fuites de carburant. Une fuite indique une défectuosité du joint des parties avant et arrière de la tuyère.

ATTENTION

Les deux voyants doivent être éteints quand le réacteur tourne au-delà du régime de ralenti et que l'avion est au sol.

r. Vérifier que, lors du démarrage et avant que le réacteur atteigne le régime de ralenti, le voyant d'avertissement ambre BLEED VALVE CLOSED est allumé et que, lorsque le réacteur atteint le régime de ralenti, le voyant s'éteint. Au régime de ralenti, vérifier que l'air est expulsé par les orifices de la pompe venturi et que le voyant BLEED VALVE OPEN est aussi éteint.

NOTE

Zone 2 BLEED VALVE OPEN advisory light illuminates only if zone 2 valve opens in flight.

s. Stop engine. Make a thorough check for fuel, oil or air leaks, security of attachments, contact with structure, overheating and condition of ancillary equipment.

SYSTEM CHECKS

116. After the initial ground run has been carried out, restart engine (see C-12-114-000/MF-001) and carry out the following checks. Record all significant data on engine run sheet (see Figure 2-17).

CAUTION

Maximum power check and trimming shall be done with air conditioning master switch selected to DUMP (air conditioning system off).

a. Maximum power check (see C-14-165-000/ MF-000).

b. Hydraulic system checks (see C-12-114-0B0/ MF-001).

c. Engine anti-icing check (see Paragraph 117).

d. Air conditioning and pressurizing check (see C-12-114-0C0/MF-001).

NOTE

The use of air conditioning during engine ground run is not restricted, except for the power and trimming check (see Caution before Step a). The operation of air conditioning will however produce a rise in EGT, which is normal.

e. Idle engine speed check (see Paragraph 118).

f. Overspeed governor check (see C-14-165-000/ MF-000).

NOTA

Le voyant d'avertissement BLEED VALVE OPEN de la zone 2 s'allume seulement si la vanne de la zone 2 s'ouvre en vol.

s. Arrêter le réacteur. Faire une vérification complète de l'étanchéité pour le carburant, l'huile et l'air, du serrage des fixations, du contact avec la structure, de la surchauffe et de l'état de l'équipement auxiliaire.

VÉRIFICATIONS DES CIRCUITS

116. Après avoir effectué le point fixe initial, redémarrer le réacteur (voir C-12-114-000/MF-001) et effectuer les vérifications suivantes. Consigner toutes les données importantes sur la feuille de point fixe du réacteur (voir figure 2-17).

ATTENTION

La vérification de la puissance maximale et du réglage doit être effectuée avec l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur DUMP (circuit de conditionnement d'air arrêté).

a. Vérification de la puissance maximale (voir C-14-165-000/MF-000).

b. Vérifications du circuit hydraulique (voir C-12-114-0B0/MF-001).

c. Vérification de l'antigivrage réacteur (voir paragraphe 117).

d. Vérification du conditionnement d'air et de la pressurisation (voir C-12-114-0C0/MF-001).

NOTA

L'utilisation du conditionnement d'air pendant le point fixe n'est pas interdite, sauf en ce qui concerne la vérification de la puissance et du réglage (voir Attention qui précède l'étape a). Toutefois, l'utilisation du conditionnement d'air causera une augmentation de la température des gaz d'éjection (EGT), ce qui est normal.

e. Vérification du régime de ralenti du réacteur (voir paragraphe 118).

f. Vérification du régulateur de survitesse (voir C-14-165-000/MF-000).

CT114 TUTOR GROUND RUN-UP DATA SHEET

A/C No.	C-12-114-0D0/MF-001 Part 2 CT114 Ground Run-Up Check List Issue on Authority of the Chief of Defence Staff	Start Time
Ser. No.		Stop Time
Date		Total Time
		Ambient Temp

1 Pre Engine Run Check

External Check Sequence

__Nose Wheel Scissors Connected
__Landing Geer Chocks Positioned
__Landing Gear Pins Installed
__Remove Blanking Plugs
__FOD Check - Intake Areas
__Install Run Up Screens
__Engine Air Duct Access Panel - "FOD Panel"
__Fuel Leak Check
__Hydraulic Reservoir Level & Cap Security
__Engine Oil Level
__Tail Pipe Safety Check
__Danger Areas Fore/Aft
__Ground Power Connected
__Smoke Tanks - Pressure Relief Caps Secured

Cockpit Area

__Seat and Canopy Pins Installed
__Brake Reservoir Level
__Parking Brake On
__Landing Gear Lever Down
__Circuit Breakers and Switches Set
__Master Warning Check
__Cockpit Instruments Normal
__Cockpit Pressure Regulator Lever Lockwired in FLIGHT Position
__Air Conditioning Master Switch in NORMAL Position
__Jet Calibration Switch to A/C

Ground Run IAW C-12-114-0D0/MF-001 (Part 2) **AVN Tech** _____ **Date** _____

2 Engine Starting Procedure

See Figure 2-20 for Starting and Time at Temperature Limits
See Figure 2-19 for Engine Overspeed Limits

a. DC master on ground power, throttle lever off.
b. Engine master switch on (low fuel pressure warning light off) 1 & 2 Inverters on.
c. Engine start switch to start. Release after 3 secs. Throttle to idle at 7 to 9% RPM (Battery) or 10 to 12% RPM (GPU).
d. Abandon start if no RPM indication within 5 secs.
e. Abandon start if no EGT indication within 5 secs of completing throttle movement. Purge engine.
f. If EGT reaches 900°C Throttle lever to cut-off.
NOTE: If EGT reaches 850°C and is rising rapidly, chop the throttle lever to "CUT OFF".
g. Generator Fail light on at 35% RPM or push Stop Start (record if unserviceable).
NOTE: AUP A/C Generator Fail light flickers at 35% during GPU start (or 45% during battery start).
or push Starter Stop (record if unserviceable).
h. Bleed Valve light extinguishes at 46%.
NOTE: AUP A/C Bleed Valve light extinguishes at 55%.
j. 1206 kPa (175 PSI) max oil press permitted during low ambient temp start. Operate at idle RPM until pressure drops to 345 kPa (50 PSI) or lower.
k. Stabilize at idle/switch inverters off/switch to battery (from ground power)/inverter on.
m. Push starter stop switch, switch on aircraft equipment as required.
n. Disconnect ground power.

CAUTION: AVOID PROLONGED ENGINE OPERATION AT IDLE RPM. MAX 10 MIN.

	CHECKS	LIMITS	READING	
3	MOTORING RUN	12 TO 15% RPM		%
4	START	5 SEC TO LITE	TIME TO LITE	SEC
			RPM AT LITE	%
			TIME TO IDLE	SEC
		MAX TEMP 900°C	MAX TEMP TO IDLE	°C
5	OVERSPEED GOVERNOR	89.0 TO 92.0% RPM		%

BOD02047

Figure 2-17 (Sheet 1 of 2) Ground Run-up Checklist

FICHE TECHNIQUE DU POINT FIXE DU TUTOR CT114

N° avion	C-12-114-0D0/MF-001, Partie 2 Liste des vérifications du point fixe du CT114 Publiée avec l'autorisation du Chef d'état-major de la Défense	Heure de démarrage
N° série		Heure d'arrêt
Date		Durée totale
		Temp. ambiante

1 Vérification avant le point fixe

Ordre des vérifications externes

__ Branches de compas de train avant raccordées
__ Cales de train d'atterrissage en place
__ Goupilles de train d'atterrissage en place
__ Enlever les obturateurs
__ Vérification des dommages par corps étrangers - entrées d'air
__ Poser les grilles de point fixe
__ Panneau d'accès manche d'entrée d'air réacteur - vérifier panneau à la recherche de dommages par corps étrangers
__ Vérification fuites carburant
__ Niveau du réservoir hydraulique et fixation du bouchon
__ Niveau d'huile réacteur
__ Vérification de sécurité de la tuyère
__ Zones de danger avant et arrière
__ Alimentation de parc branchée
__ Réservoirs de carburant à fumée - bouchons de surpression bien fixés

Point fixe selon C-12-114-0D0/MF-001 (Partie 2)

Poste de pilotage

__ Goupilles de siège et de verrière en place
__ Niveau du r,servoir de liquide de freinage
__ Frein de parc serr,
__ Levier de train d'atterrissage en position sortie
__ Disjoncteurs et interrupteurs réglés
__ Vérification du circuit d'alarme principal
__ Instruments poste de pilotage en position normale
__ Levier du régulateur de pression du poste de pilotage freiné au fil en position FLIGHT
__ Interrupteur principal de conditionnement d'air en position NORMAL
__ Sélecteur de réglage d'éjection en position A/C

TEC AERO _____ **Date** _____

2 Procédure de démarrage réacteur

Voir figure 2-20 pour les limites au démarrage en fonction du temps.
Voir figure 2-19 pour les limites de survitesse du réacteur.

a. Interrupteur principal c.c. en position d'alimentation de parc, manette de poussée en position d'arrêt.
b. Interrupteur principal réacteur en position de marche (voyant d'alarme de pression basse carburant éteint), convertisseurs 1 et 2 en position de marche.
c. Interrupteur de démarrage réacteur en position de démarrage. Relâcher après 3 secondes. Manette en position de ralenti, de 7 à 9% de régime (batterie) ou de 10 à 12% de régime (GPU).
d. Interrompre le démarrage si aucune indication de régime n'apparaît en moins de 5 secondes.
e. Interrompre le démarrage si aucune indication de température EGT n'apparaît en moins de 5 secondes après la fin du déplacement de la manette. Purger le réacteur.
f. Si la température EGT atteint 900°C, mettre la manette de poussée en position de coupure des gaz.
NOTA : Si la température EGT atteint 850°C et augmente rapidement, mettre la manette de poussée sur CUT OFF.
g. Voyant de panne alternateur allumé à 35% de régime ou enfoncer l'interrupteur d'arrêt de démarrage (enregistrer si hors service).
NOTA : Le voyant de panne d'alternateur des avions AUP (avionique modernisée) clignote à 35% pendant le démarrage par GPU (ou à 45% pendant le démarrage par batterie) ou enfoncer l'interrupteur d'arrêt de démarrage (enregistrer si hors service).
h. Le voyant de vanne de prélèvement s'éteint à 46%.
NOTA : Le voyant de vanne de prélèvement des avions AUP (avionique modernisée) s'éteint à 55%.
j. Pression d'huile maximale permise de 1206 kPa (175 lb/po^2) pendant démarrage à température ambiante basse. Faire tourner au régime de ralenti jusqu'à ce que la pression descende à 345 kPa (50 lb/po^2) ou moins.
k. Stabiliser au ralenti, mettre les convertisseurs en position d'arrêt, passer en position batterie (depuis la position d'alimentation de parc), puis mettre les convertisseurs en position de marche.
m. Enfoncer l'interrupteur d'arrêt de démarrage, puis mettre l'équipement de l'avion en marche selon les besoins.
n. Débrancher l'alimentation de parc.

ATTENTION: ÉVITER DE FAIRE TOURNER LE RÉACTEUR AU RÉGIME DE RALENTI PENDANT LONGTEMPS (maximum 10 minutes).

	VÉRIFICATIONS	LIMITES	INDICATION	
3	ENTRAÎNEMENT RÉACTEUR	12 À 15% DE RÉGIME		%
4	DÉMARRAGE	5 SECONDES JUSQU'À ALLUMAGE	TEMPS À L'ALLUMAGE	SECONDES
			RÉGIME À L'ALLUMAGE	%
			TEMPS AU RALENTI	SECONDES
		TEMP. MAX. 900°C	TEMP. MAX. AU RALENTI	°C
5	RÉGULATEUR DE SURVITESSE	89.0 À 92.0% DE RÉGIME		%

BOD02048

Figure 2-17 (feuille 1 de 2) Liste des vérifications du point fixe

6	ENGINE TRIMMING NOTES 1- STABILIZE FOR 3 MINS 2- AIR-CONDITION OFF 3- DUMP VALVE TO DUMP	RPM	MAX CONT %	JET CAL %	ACT. RPM %
			MIN %	A/C IND %	
			MAX %	SET GUAGE %	
		EGT	MAX CONT °C	ACTUAL EGT °C	
			MIN °C		
			MAX °C		
7	OIL PRESS AT MAX RPM		MAX 138 TO 345 kPa (20 TO 60 PSI)	PSI	
8	HYD PRESS AT MAX RPM		9653 TO 11204 kPa (1400 TO 1625 PSI)	PSI	
9	ENG ANTI ICE VALVE AT APPROX 95% RPM		5°C MIN INCREASE	°C	
10	IDLE RPM DUMP VALVE CLOSE		55.0 ± 0.5% RPM	%	
11	OIL PRESS AT IDLE		48.5 TO 210 kPa (7 TO 32 PSI)	PSI	
12	HYD PRESS AT IDLE		9653 TO 11204 kPa (1400 TO 1625 PSI)	PSI	
13	LANDING GEAR AUDIO TONE		63% ± 1% RPM	%	
14	LOAD METER READING		0.1 TO 0.5 AMPS		
15	ACCELERATION CHECK (SLAM)		100% ± 1% RPM	%	
	(SLAM)		15 SEC MAX	SEC	
16	HEAT AND VENT			AUTO HOT	
				AUTO COLD	
	NOTE ADVANCE THROTTLE AT 70 TO 75% RPM			MANUAL HOT	
				MANUAL COLD	
				SPEED BRAKE	
				FLAP	
				CANOPY DE-MIST	
17	ELEC. SYSTEM CHECK IAW C-12-114-0D0/MF-001, PART 2				
18	SHUT DOWN CHECK		Throttle to idle Throttle to Cut-Off (Check eng for normal run-down) Record Run-Down in secs Canopy open. Aircraft equipment off Engine master switch off (after rotation ceases) DC master switch off Check for oil & fuel leaks Release pressure from smoke tanks Oil sample taken yes ☐ no ☐		
19	Engine oil added _____ pints (check within 10 mins after shut down) Aircraft Condition Serv/U/S _____ Carried out by: _____				

Check off	Page No.	Program Phase	Basic	Revised
Card No. 10	2 of 2	Post Inspection Run-Up		

BOD02049

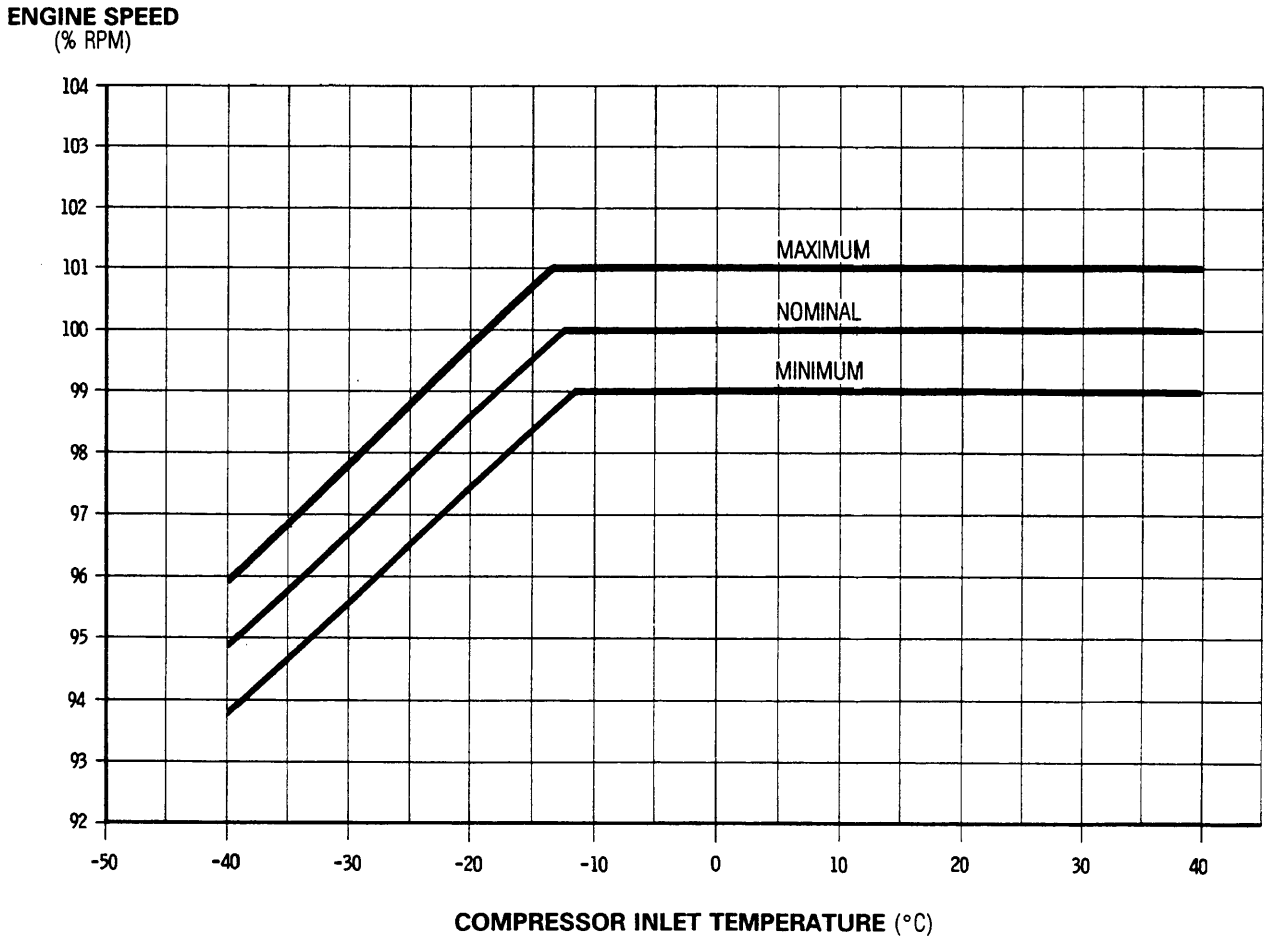
Figure 2-17 (Sheet 2 of 2) Ground Run-up Checklist

6	RÉGLAGE RÉACTEUR NOTA 1- STABILISER PENDANT 3 MIN. 2- CONDITIONN. D'AIR ARRÊTÉ 3- VANNE DE DÉCHARGE EN POSITION DE DÉCHARGE	RÉGIME	MAX. CONTINU %	RÉGL. ÉJECT. %	RÉGIME RÉEL %
			MIN. %	INDIC. AVION %	
			MAX. %	JAUGE RÉGL. %	
		EGT	MAX. CONTINU °C	EGT RÉELLE °C	
			MIN. °C		
			MAX. °C		
7	PRESS. HUILE AU RÉGIME MAX.		MAX 138 À 345 kPa (20 À 60 LB/PO²)	LB/PO²	
8	PRESS. HYD. AU RÉGIME MAX.		9653 À 11204 kPa (1400 À 1625 LB/PO²)	LB/PO²	
9	VANNE ANTIGIVR. RÉACT. À ENVIRON 95% DE RÉGIME		AUGMENT. MIN. 5°C	°C	
10	RÉG. RAL. FERM. VANNE DÉCH.		55.0 ± 0.5% DE RÉGIME	%	
11	PRESS. D'HUILE AU RALENTI		48.5 À 210 kPa (7 À 32 LB/PO²)	LB/PO²	
12	PRESS. HYD. AU RALENTI		9653 À 11204 kPa (1400 À 1625 LB/PO²)	LB/PO²	
13	TONALITÉ AUDIO TRAIN D'ATTERR.		63% ± 1% DE RÉGIME	%	
14	INDICATION DE CHARGE		0.1 À 0.5 AMPÈRES		
15	VÉRIFICATION D'ACCÉLÉRATION (ACCÉL. BRUTALE)		100% ± 1% DE RÉGIME	%	
	(ACCÉL. BRUTALE)		15 SECONDES MAX.	SECONDES	
16	CHAUFFAGE ET VENTILATION NOTA AVANCER MANETTE ENTRE 70 ET 75% DE RÉGIME			AUTO CHAUD	
				AUTO FROID	
				MANUEL CHAUD	
				MANUEL FROID	
				AÉROFREIN	
				VOLET	
				DÉSEMB. VERRIÈRE	
17	VÉRIFICATION DU CIRCUIT ÉLECTRIQUE SELON C-12-114-0D0/MF-001, PARTIE 2				
18	VÉRIFICATION D'ARRÊT :		Manette en position de ralenti. Manette en position de coupure des gaz (vérifier que le réacteur est en décélération normale). Enregistrer le temps de décélération en secondes. Verrière ouverte. Équipement de l'avion arrêté. Interrupteur principal réacteur en position d'arrêt (quand la rotation a cessé). Interrupteur principal c.c. en position d'arrêt. Vérifier s'il y a des fuites d'huile et de carburant. Évacuer la pression des réservoirs de carburant à fumée. Échantillon d'huile prélevé oui ☐ non ☐		
19	Huile réacteur ajoutée _____ chopines (vérifier dans les 10 minutes qui suivent l'arrêt). État de l'avion en serv./hors serv. _____ Effectuée par: _____				

Cocher	Page n°	Phase du programme	Originale	Révisée
Carte n° 10	2 de 2	Point fixe après inspection		

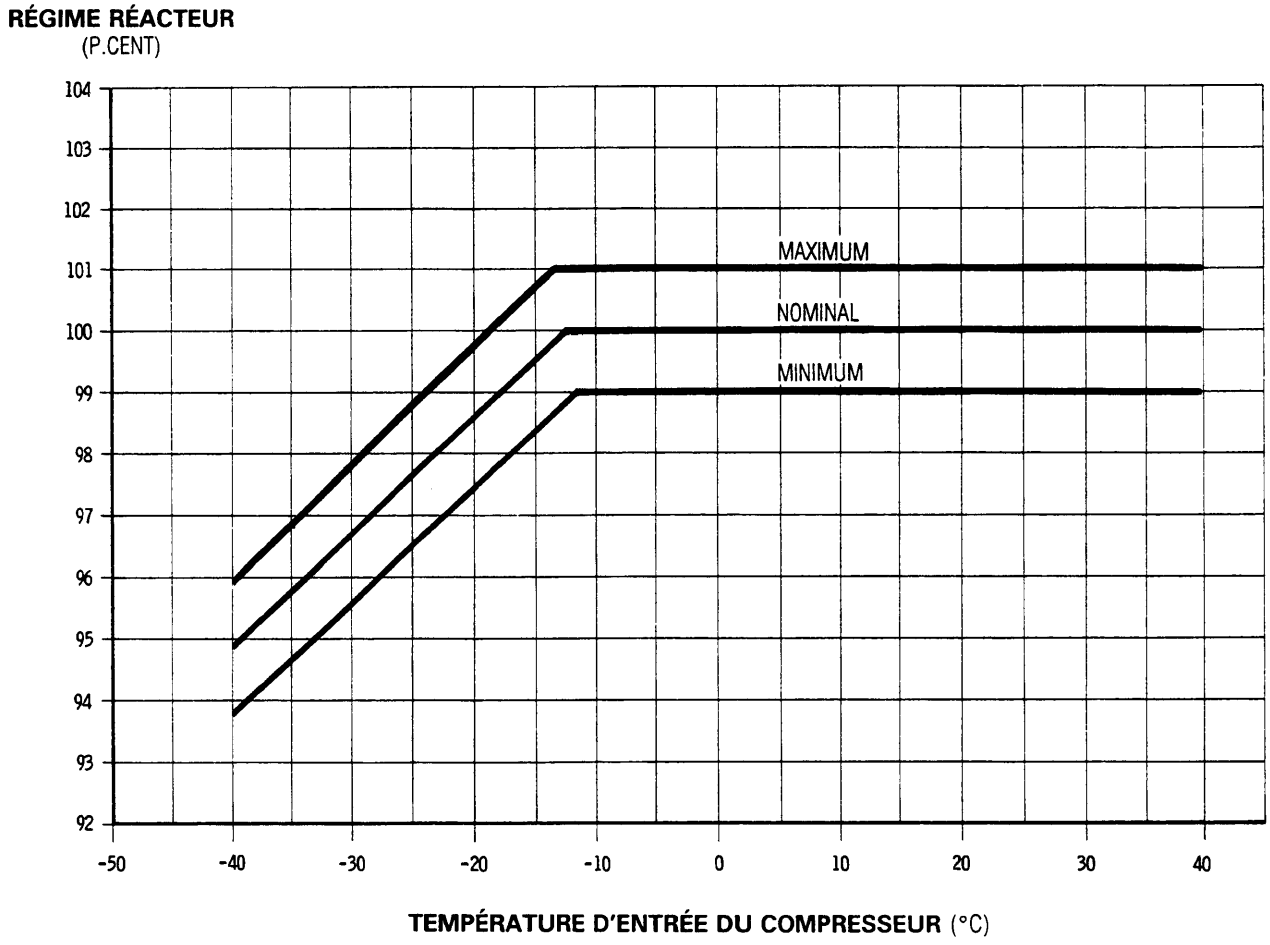
BOD02050

Figure 2-17 (feuille 2 de 2) Liste des vérifications du point fixe



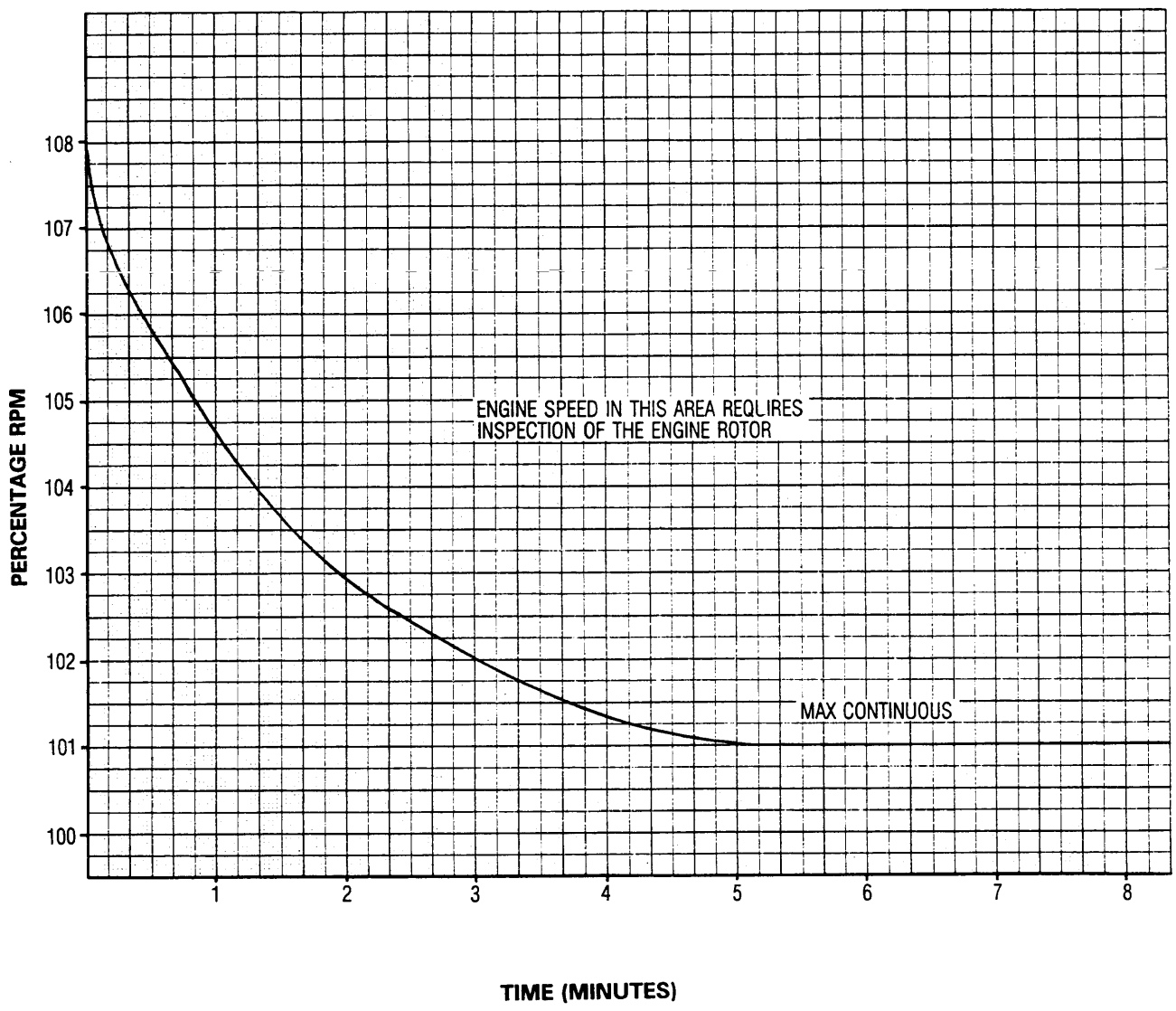
BOD02051

Figure 2-18 RPM Correction for Ambient Temperature



BOD02052

Figure 2-18 Correction du régime en fonction de la température ambiante



BOD02053

Figure 2-19 Engine Overspeed Limits

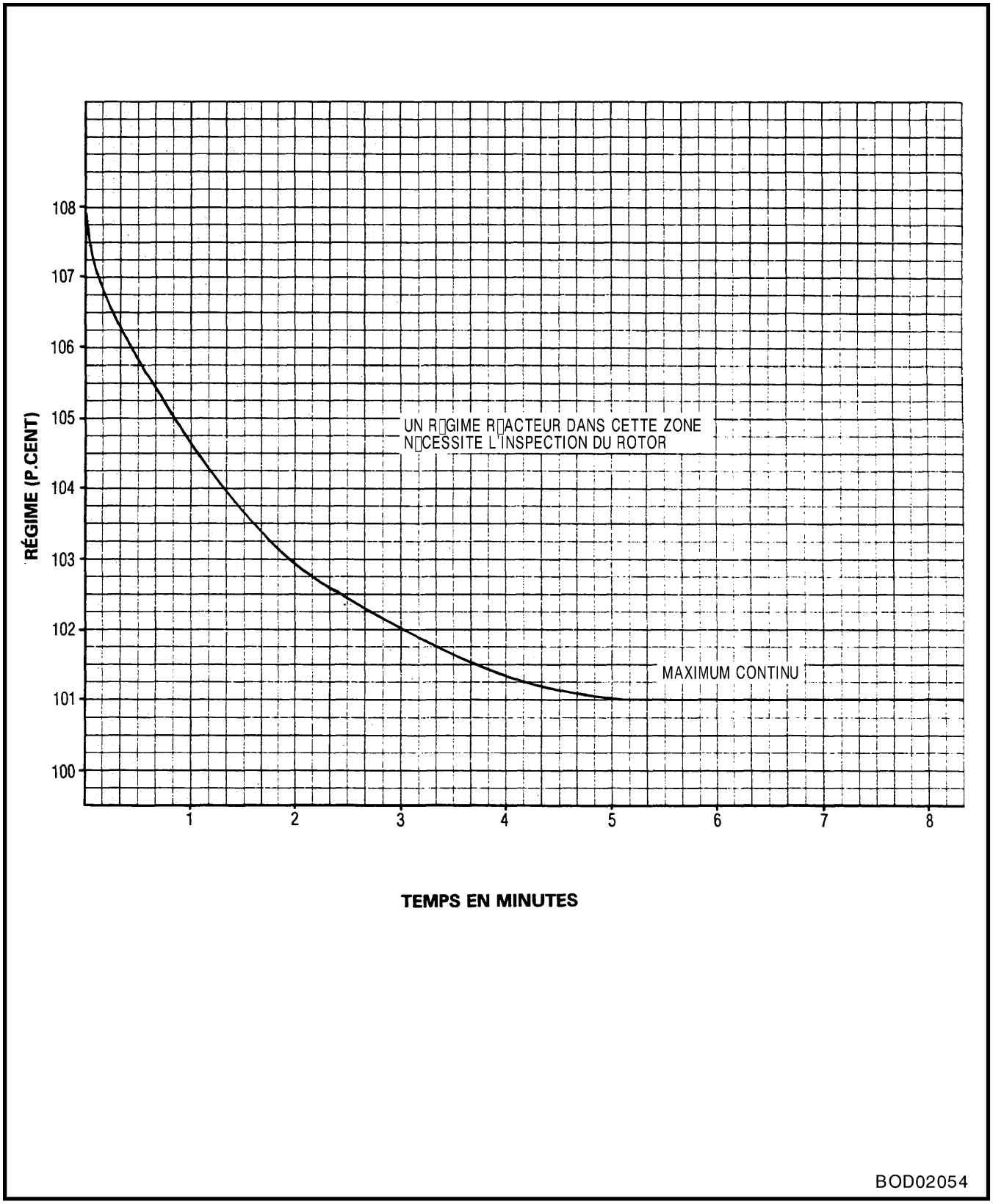
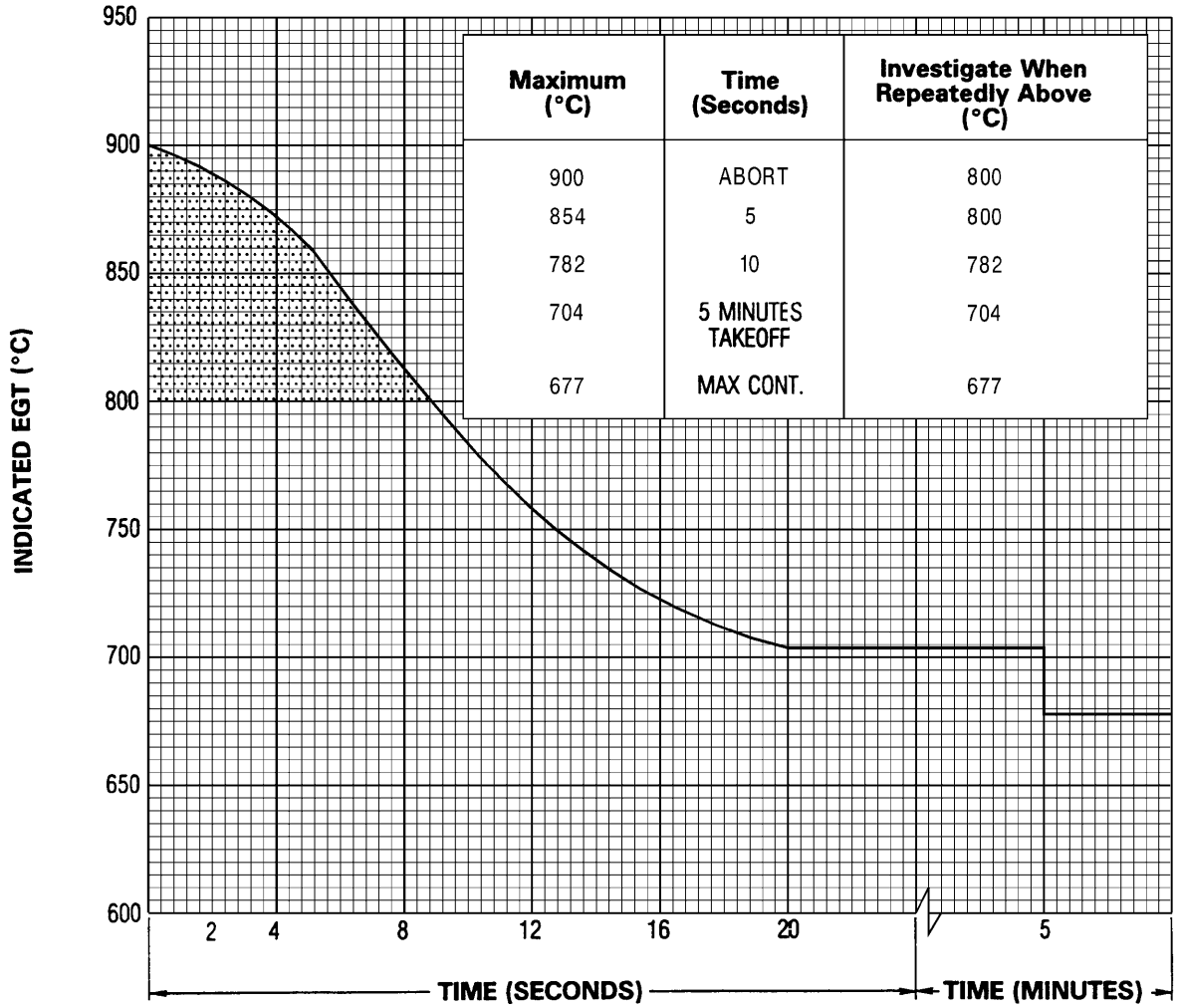


Figure 2-19 Limites de survitesse du réacteur



Maximum (°C)	Time (Seconds)	Investigate When Repeatedly Above (°C)
900	ABORT	800
854	5	800
782	10	782
704	5 MINUTES TAKEOFF	704
677	MAX CONT.	677

NOTES

1 Engine operation below the curve is within allowable limits but engine operation above the curve is not permitted.

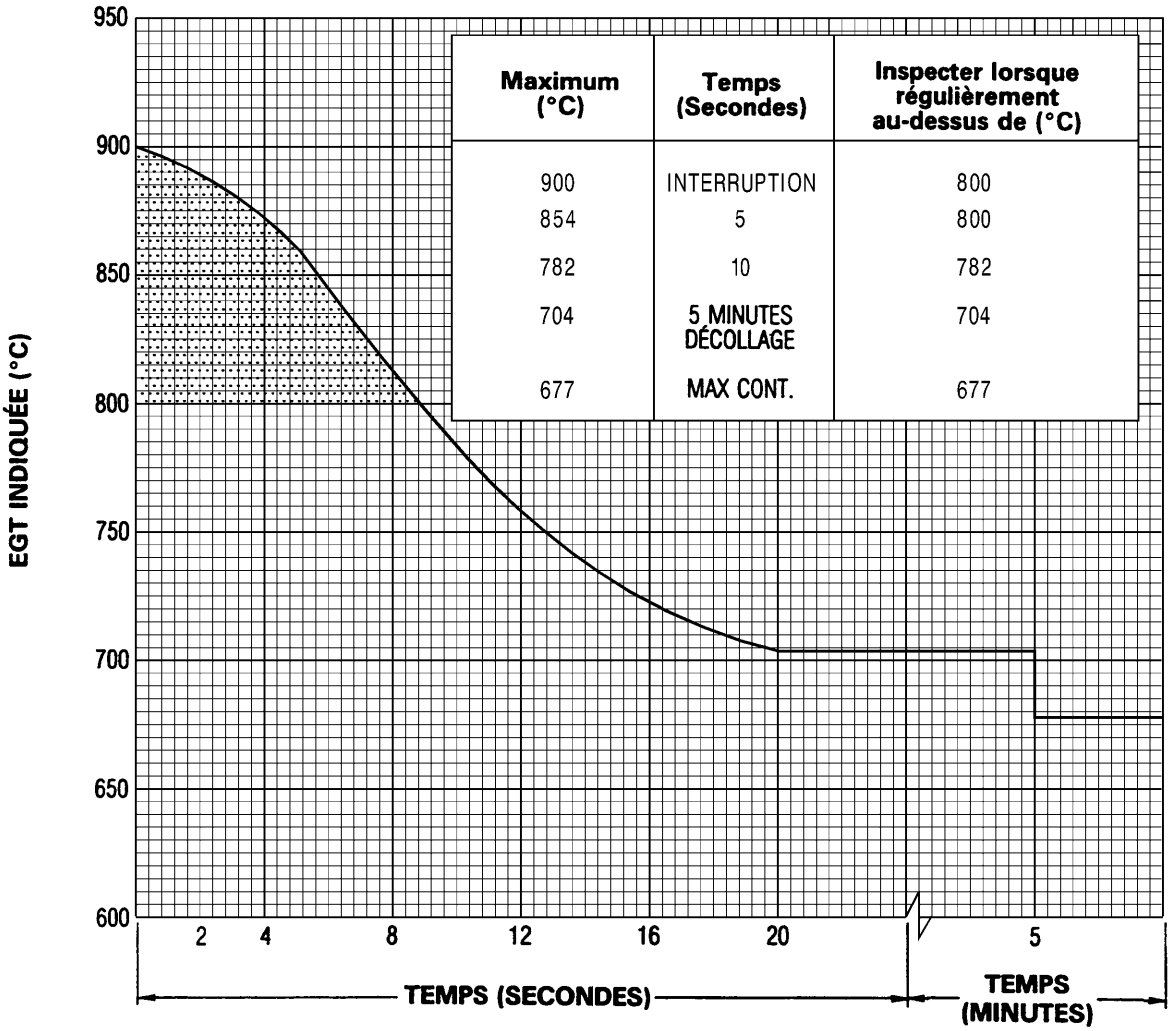
2 Occasional starting temperatures in shaded area are permissible, but starts which are repeatedly in this area shall be investigated and corrective action shall be taken. See text for jetpipe nozzle area adjustments.

3 Engine operation above the curve will require a hot end inspection and precautionary replacement of turbine blades.

4 Maximum EGT fluctuation ±5°C.

BOD02055

Figure 2-20 EGT – Starting and Time at Temperature Limits



Maximum (°C)	Temps (Secondes)	Inspecter lorsque régulièrement au-dessus de (°C)
900	INTERRUPTION	800
854	5	800
782	10	782
704	5 MINUTES DÉCOLLAGE	704
677	MAX CONT.	677

NOTA

1 Le fonctionnement du réacteur au-dessous de la courbe est dans les limites permises. Le fonctionnement du réacteur au-dessus de la courbe n'est pas permis.

2 Des températures de démarrage situées occasionnellement dans la zone ombrée sont permises. Cependant, si les démarrages se produisent dans cette zone de façon répétitive, inspecter et prendre les mesures correctives appropriées. Pour les réglages de buse d'éjection de la tuyère, voir le texte.

3 Le fonctionnement du réacteur au-dessus de la courbe nécessite une inspection de l'extrémité chaude et le remplacement préventif des aubes de turbine.

4 Variation EGT maximale ±5 °C.

BOD02056

Figure 2-20 Limites de température des gaz d'éjection (EGT) au démarrage en fonction du temps

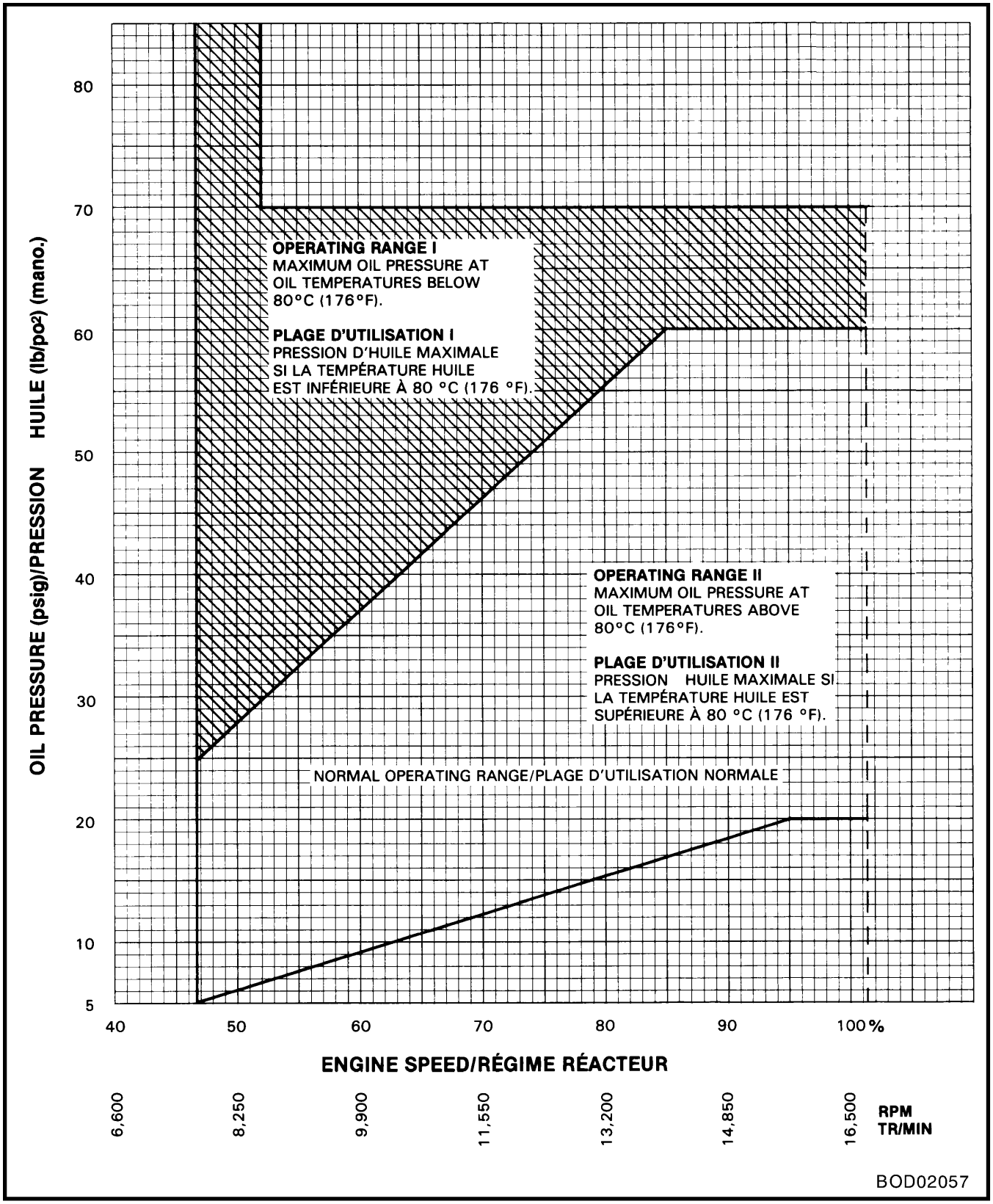


Figure 2-21 Oil Pressure Limitations
Figure 2-21 Limites de pression d'huile

g. Acceleration check (see C-14-165-000/MF-000).

h. Electrical check (see C-12-114-0F0/MF-001).

ENGINE ANTI-ICING CHECK

117. During engine run, with engine at 95 per cent engine speed, check engine anti-icing system as follows:

a. Set ANTI-ICE switch to the ON position. Check that an increase occurs in EGT (minimum increase 5°C).

CAUTION

Do not accelerate engine on the ground with anti-icing valve open.

b. Set ANTI-ICE switch to OFF. Check that EGT reading returns to normal.

IDLE ENGINE SPEED CHECK (AIR CONDITIONING ON)

NOTE

All idle engine speed adjustments shall be made with the air conditioning on.

118. To set idle on J85CAN40 engines:

a. After maximum engine trim has been obtained on run up, confirm air conditioning system is on.

b. Slowly retard throttle to IDLE position.

NOTE

Maintain sufficient engine speed to prevent roll back or run down. (Advance throttle if necessary.)

c. Adjust idle speed by means of adjustment screw on bottom of MFC unit (clearly marked) to achieve appropriate idle engine speed with throttle against the idle stop.

g. Vérification de l'accélération (voir C-14-165-000/MF-000).

h. Vérification des circuits électriques (voir C-12-114-0F0/MF-001).

VÉRIFICATION DE L'ANTIGIVRAGE RÉACTEUR

117. Pendant que le réacteur tourne à un régime de 95 p. cent, vérifier le circuit d'antigivrage réacteur comme suit :

a. Mettre l'interrupteur ANTI-ICE sur ON. Vérifier que la température des gaz d'éjection (EGT) augmente (d'un minimum de 5 degrés C).

ATTENTION

Ne pas faire accélérer le réacteur au sol quand la vanne d'antigivrage est ouverte.

b. Mettre l'interrupteur ANTI-ICE sur OFF. Vérifier que la température des gaz d'éjection (EGT) retourne à la normale.

VÉRIFICATION DU RÉGIME DE RALENTI DU RÉACTEUR (AVEC CONDITIONNEMENT D'AIR EN MARCHE)

NOTA

Tous les réglages de régime de ralenti doivent être faits avec le conditionnement d'air en marche.

118. Pour régler le ralenti sur les réacteurs J85CAN40 :

a. Après l'obtention du réglage maximal du réacteur au point fixe, vérifier que le circuit de conditionnement d'air est en marche.

b. Ramener lentement la manette de poussée sur IDLE.

NOTA

Maintenir un régime réacteur suffisant pour prévenir la contre-rotation ou le ralentissement. (Avancer la manette de poussée au besoin.)

c. Régler le ralenti au moyen de la vis de réglage au bas du régulateur carburant (clairement marquée) afin d'obtenir le régime de ralenti approprié avec la manette de poussée reposant contre la butée de ralenti.

(1) **Speed High**. Rotate Allen screw counter-clockwise, 1 click equals approximately 0.33 per cent engine speed.

(2) **Speed Low**. Rotate Allen screw clockwise, 1 click equals 1/16 turn which equals approximately 0.33 per cent engine speed.

NOTE

To eliminate the effects of backlash, always complete every adjustment by 5 counter-clockwise clicks. For example:

1. To increase speed by 1 click, turn clockwise 6 clicks and counter-clockwise 5 clicks.

2. To decrease speed by 1 click, turn clockwise 4 clicks and counter-clockwise 5 clicks.

d. Repeat idle engine speed check, retarding throttle from maximum slowly and also rapidly (chop).

e. Check that engine speed stabilization is repeatable within 3 per cent.

f. Recheck throttle rigging using small rig pin on completion of idle setting.

ENGINE SPEED CHECK

119. Jetcal analyser (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 97) equipped with rpm check adapter BH 820 and instrument cable BH 485, and external power supply, are required. To carry out an engine rpm check, proceed as follows:

a. Set SW-7 to OFF.

b. Connect external power to Jetcal receptacle P-1.

c. Connect engine speed check adapter to Jetcal instrument and Jetcal instrument cable to receptacle P-3.

d. Disconnect receptacle from tachometer indicator in aircraft.

(1) **Régime élevé.** Tourner la vis à tête hexagonale creuse dans le sens antihoraire, 1 déclic correspondant à environ 0.33 pour cent de régime.

(2) **Bas régime.** Tourner la vis à tête hexagonale creuse dans le sens horaire, 1 déclic correspondant à 1/16 de tour, soit environ 0.33 pour cent de régime.

NOTA

Pour éliminer les effets du jeu de denture, toujours terminer le réglage par 5 déclics dans le sens antihoraire. Par exemple :

1. Pour augmenter le régime de 1 déclic, tourner de 6 déclics dans le sens horaire puis de 5 déclics dans le sens antihoraire.

2. Pour diminuer le régime de 1 déclic, tourner de 4 déclics dans le sens horaire puis de 5 déclics dans le sens antihoraire.

d. Refaire la vérification de régime de ralenti du réacteur en ramenant lentement la manette à partir du maximum, puis rapidement (coupure des gaz).

e. Vérifier que la stabilisation du régime se répète à 3 pour cent près.

f. Vérifier de nouveau le réglage de la manette de poussée au moyen d'une petite broche de réglage, à la fin du réglage du ralenti.

VÉRIFICATION DU RÉGIME RÉACTEUR

119. Un analyseur Jetcal (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 97), équipé d'un adaptateur de vérification de régime BH 820 et d'un câble d'instrument BH 485, ainsi qu'une source d'alimentation de parc sont nécessaires. Pour effectuer la vérification du régime réacteur, procéder comme suit :

a. Mettre SW-7 sur OFF.

b. Brancher l'alimentation de parc à la prise P-1 du Jetcal.

c. Brancher l'adaptateur de vérification de régime au Jetcal et le câble d'instrument de Jetcal à la prise P-3.

d. Débrancher la prise au tachymètre dans l'avion.

e. Connect matching receptacle of engine speed check adapter to aircraft tachometer cable and tachometer.

f. Set SW-7 to MECH ZERO.

g. Mechanically set GALVO-2 to zero.

h. Set SW-7 to RANGE.

i. Adjust RPM knob until GALVO-2 reads zero.

j. Monitor engine speed during engine run-up.

k. Check engine speed reading on per cent scale on Jetcal analyser and aircraft indicator. Difference between aircraft indicator reading and reading on Jetcal analyser shall not exceed permissible tolerance.

l. Set SW-7 to OFF, remove engine speed adapter and instrument cable. Connect aircraft instrument, remove Jetcal analyser and external power supply.

THROTTLE
BOX MARKING FOR LANDING GEAR WARNING

120. During the initial engine run after installation of a replacement engine, it is necessary to ensure that the landing gear audio warning setting is corrected to agree with operation of replacement engine. After all adjustments have been made, operate engine at MAX CONT for 1 minute. Then retard throttle to 63 per cent of maximum engine speed. With engine stabilized at this speed, mark the quadrant. This mark will be used to set the landing gear audio warning microswitch, this being performed after engine shutdown (see Part 3). For further information on the landing gear warning system, see C-12-114-0A0/MF-001.

ENGINE SHUTDOWN

121. Proceed as follows:

a. Ensure that all instrument readings have been recorded on run sheet.

e. Brancher les prises correspondantes de l'adaptateur de vérification de régime au câble du tachymètre de l'avion et au tachymètre.

f. Mettre SW-7 sur MECH ZERO.

g. Régler mécaniquement GALVO-2 sur zéro.

h. Mettre SW-7 sur RANGE.

i. Régler le bouton RPM jusqu'à ce que GALVO-2 indique zéro.

j. Surveiller le régime du réacteur pendant le point fixe.

k. Vérifier l'indication de régime sur l'échelle de pourcentage de l'analyseur Jetcal et de l'indicateur avion. La différence entre la lecture de l'indicateur avion et celle de l'analyseur Jetcal ne devrait pas dépasser la tolérance permissible.

l. Mettre SW-7 sur OFF, enlever l'adaptateur de vérification de régime et le câble d'instrument. Brancher l'instrument avion, et enlever l'analyseur Jetcal et la source d'alimentation de parc.

MARQUAGE DU BLOC MANETTE
POUR ALARME DE TRAIN D'ATTERRISSAGE

120. Pendant le point fixe initial qui suit le remplacement du réacteur, il est nécessaire de s'assurer que le réglage de l'alarme sonore de train d'atterrissage est corrigé conformément au fonctionnement du nouveau réacteur. Une fois tous les réglages effectués, faire fonctionner le réacteur à MAX CONT pendant 1 minute. Ramener ensuite la manette à 63 pour cent du régime maximal. Quand le réacteur est stabilisé à ce régime, marquer le bloc. Cette marque servira à régler le microcontacteur d'alarme sonore du train d'atterrissage, ce réglage étant effectué après l'arrêt du réacteur (voir Partie 3). Pour plus de renseignements sur le circuit d'alarme du train d'atterrissage, voir C-12-114-0A0/MF-001.

ARRÊT DU RÉACTEUR

121. Procéder comme suit :

a. S'assurer que toutes les indications des instruments ont été consignées sur la feuille de point fixe.

CAUTION

During shut-down, listen for unusual rotational noises and/or and abrupt or binding stop.

b. Shut down engine (see C-12-114-000/MB-001).

c. Check that all switches are set to OFF position.

EMERGENCY PROCEDURES

122. For procedures that shall be followed to prevent damage to the engine when abnormal operating conditions occur (i.e., overtemperature, overspeed, flame-out or compressor stall), see C-14-165-000/MF-000.

HIGH OIL PRESSURE CHECKS

123. In the event of high oil pressure being reported other than that obviously owing to low ambient temperature, the engine shall be inspected as detailed in C-14-165-000/MF-000. When an engine has been shut-down (see Paragraph 115) owing to high oil pressure caused by low ambient temperature, the engine shall be inspected as follows:

a. Oil level shall be checked.

b. Engine shall be examined for external leaks.

c. Engine main oil filter shall be removed and examined.

d. Accessory drive and transfer gearbox magnetic plugs shall be examined.

e. Engine oil pressure transmitter shall be checked.

124. On satisfactory conclusion of checks, the engine shall be ground-tested and performance shall be rechecked.

ATTENTION

Pendant l'arrêt, être à l'écoute de tout bruit indiquant une rotation inhabituelle, un blocage ou un arrêt brutal.

b. Arrêter le réacteur (voir C-12-114-000/MB-001).

c. Vérifier que tous les interrupteurs sont sur OFF.

PROCÉDURES D'URGENCE

122. Pour les procédures à suivre afin de prévenir les dommages au réacteur en cas de conditions de fonctionnement anormales (soit surchauffe, survitesse, extinction du réacteur ou pompage compresseur), voir C-14-165-000/MF-000.

VÉRIFICATIONS EN CAS DE PRESSION D'HUILE ÉLEVÉE

123. Dans le cas où on observe une pression d'huile élevée, autre que celle qui est normalement provoquée par une basse température ambiante, inspecter le réacteur en détails conformément à C-14-165-000/MF-000. Quand un réacteur a été arrêté (voir paragraphe 115) à cause d'une pression d'huile élevée causée par une basse température ambiante, inspecter le réacteur comme suit :

a. Vérifier le niveau d'huile.

b. Examiner le réacteur pour déceler les fuites externes.

c. Déposer le filtre à huile principal du réacteur et le vérifier.

d. Examiner les bouchons magnétiques du boîtier d'entraînement des accessoires et du boîtier de renvoi d'angle.

e. Vérifier le transmetteur de pression d'huile du réacteur.

124. Si les vérifications sont satisfaisantes, procéder à un essai au sol du réacteur et vérifier de nouveau ses performances.

POST ENGINE RUN CHECKS

125. After the initial engine run, carry out the following checks:

a. Landing gear warning microswitch setting (see Paragraph 120 and Part 3).

b. Inspect the following filters and magnetic plugs:

(1) Engine main oil filter.

(2) Accessory drive and transfer gearbox magnetic plugs.

(3) Main fuel system filter (bypass indicator only).

(4) Hydraulic system filters (see C-12-114-0B0/MF-001).

VÉRIFICATIONS APRÈS LE POINT FIXE RÉACTEUR

125. Après le point fixe initial du réacteur, effectuer les vérifications suivantes :

a. Réglage du microcontacteur d'alarme du train d'atterrissage (voir paragraphe 120 et Partie 3).

b. Inspecter les filtres et les bouchons magnétiques suivants :

(1) Filtre à huile principal du réacteur.

(2) Bouchons magnétiques du boîtier d'entraînement des accessoires et du boîtier de renvoi d'angle.

(3) Filtre du circuit carburant principal (indicateur de dérivation seulement).

(4) Filtres du circuit hydraulique (voir C-12-114-0B0/MF-001).

PART 3

ENGINE CONTROL SYSTEM

DESCRIPTION – GENERAL

GENERAL

1. The engine control system controls the output of the power unit by regulating the amount of fuel delivered to the combustion chambers. The system consists of a push-pull type control routed from the cockpit to the engine and manually operated by either one of two mechanically interconnected throttle levers. One throttle lever, the master, is mounted on the LH console and the other, the slave throttle lever, on the centre console in the cockpit (see Figure 3-1).

2. Power is regulated by movement of the throttle levers in the throttle and flap control box slots from the CUT OFF or fully aft position, through IDLE & START to MAX CONT power, or fully forward position. Other functions performed by movement of the throttle levers to specific control box settings are the arming of the ignition system, which permits the system to be energized by either of the air start switches or by the start relay, and the operation of the audible warning for non-extension of the landing gear.

MASTER THROTTLE CONTROL LEVER

3. The master throttle control lever, installed on the LH console, is gated so that movement outboard and aft of the IDLE stop to CUT OFF closes the engine high pressure fuel valve. Forward movement from the CUT OFF position opens the high pressure fuel valve, and it is fully open before the lever reaches the IDLE position. An adjustable stop, located underfloor at the outboard end of the throttle interconnect tube, limits throttle spring-back after contact is made with the master fuel control maximum stop (see Figure 3-2).

4. The lever moves through a nominal range of 61 degrees from CUT OFF to MAX CONT. It is mounted on the right-hand side of the throttle and flap control box and pivots on a fixed throttle shaft located in an oilite bushing of the lower lever assembly. The throttle lever is spring-loaded in the operational range and an outward force is required to move the lever from its gated, IDLE & START position to the CUT OFF position. The spring is secured by a bolt which positions the spring between the forward bearing housing of

PARTIE 3

CIRCUIT DE COMMANDE RÉACTEUR

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

GÉNÉRALITÉS

1. Le circuit de commande réacteur contrôle la puissance de sortie du réacteur en régulant la quantité de carburant envoyée aux chambres de combustion. Le circuit comprend un câble de commande va-et-vient, allant du poste de pilotage au réacteur et actionné manuellement par une des deux manettes de poussée interconnectées mécaniquement. La manette de poussée principale est montée sur la console gauche et la manette de poussée asservie sur le pylône de commande, dans le poste de pilotage (voir figure 3-1).

2. La poussée est régulée par le déplacement des manettes de poussée dans les fentes du boîtier de commande poussée et volets, de la position arrière maximale CUT OFF en passant par les positions intermédiaires IDLE & START et MAX CONT jusqu'à la position avant maximale. Les autres fonctions assurées par le déplacement des manettes à divers réglages du boîtier de commande sont l'armement du circuit d'allumage, qui permet la mise sous tension du circuit par les interrupteurs de démarrage pneumatique ou par le relais de démarrage, et le déclenchement de l'alarme sonore de non-sortie du train d'atterrissage.

MANETTE DE POUSSÉE PRINCIPALE

3. La manette de poussée principale, montée sur la console gauche, est crantée de sorte que son déplacement vers l'extérieur et derrière la butée IDLE jusqu'à CUT OFF ferme le robinet carburant haute pression du réacteur. Le déplacement vers l'avant au delà de CUT OFF ouvre le robinet carburant haute pression, lequel est complètement ouvert avant que la manette atteigne IDLE. Une butée réglable, située sous le plancher à l'extrémité extérieure du tube de conjugaison manettes, limite le rappel du ressort de la manettes après le contact avec la butée extrême du régulateur carburant (voir figure 3-2).

4. La manette se déplace sur une plage nominale de 61 degrés, de CUT OFF (gaz coupés) à MAX CONT (régime continu maximal). Elle est montée sur le côté droit du boîtier de commande poussée et volets et elle pivote sur un arbre fixe monté dans une bague Oilite sur la partie inférieure de la manette. La manette est munie d'un ressort de rappel qui agit dans la plage de fonctionnement, et il faut exercer une force vers l'extérieur pour la déplacer de sa position crantée IDLE & START jusqu'à CUT OFF. Le ressort est fixé par

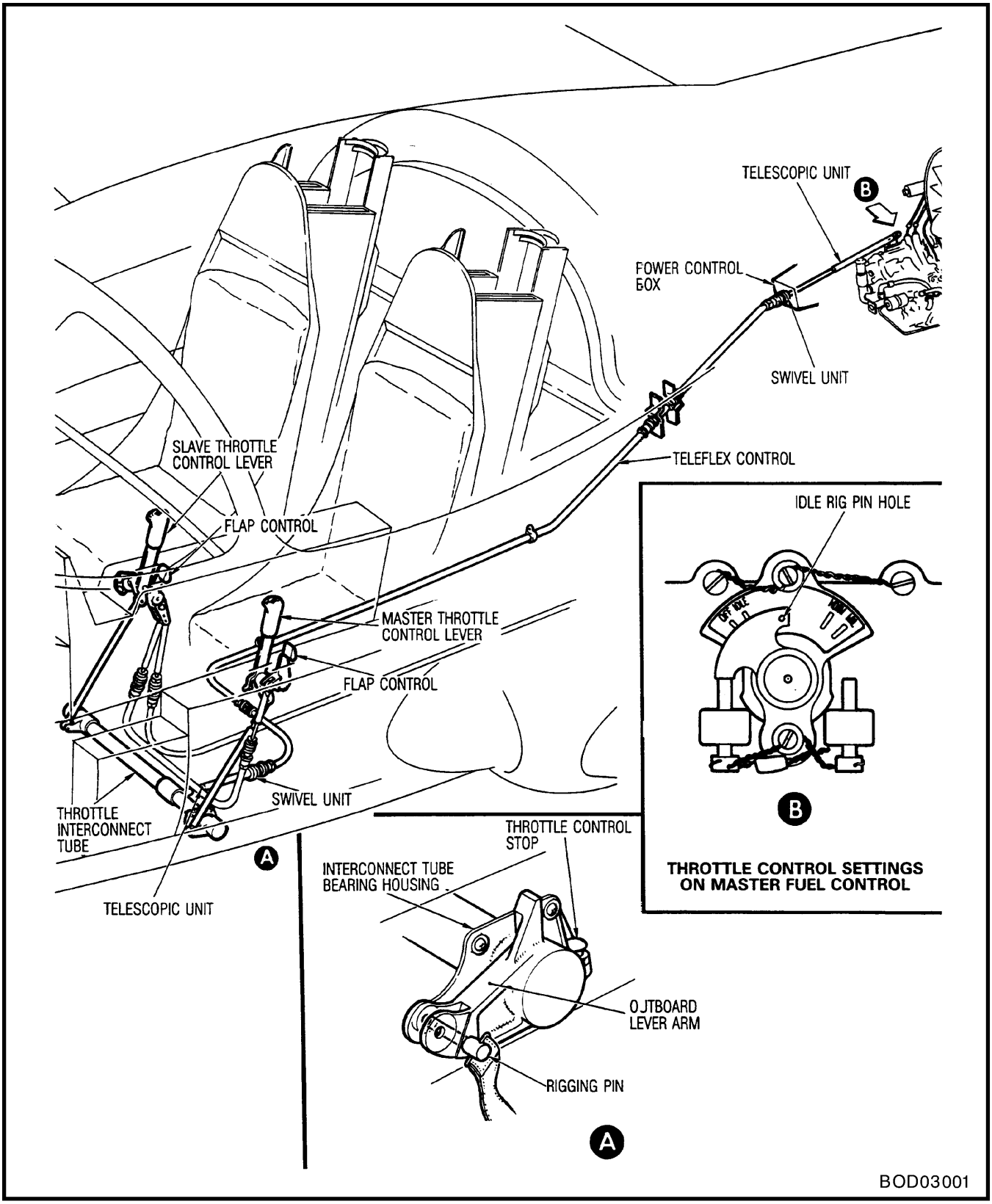


Figure 3-1 Engine Control System

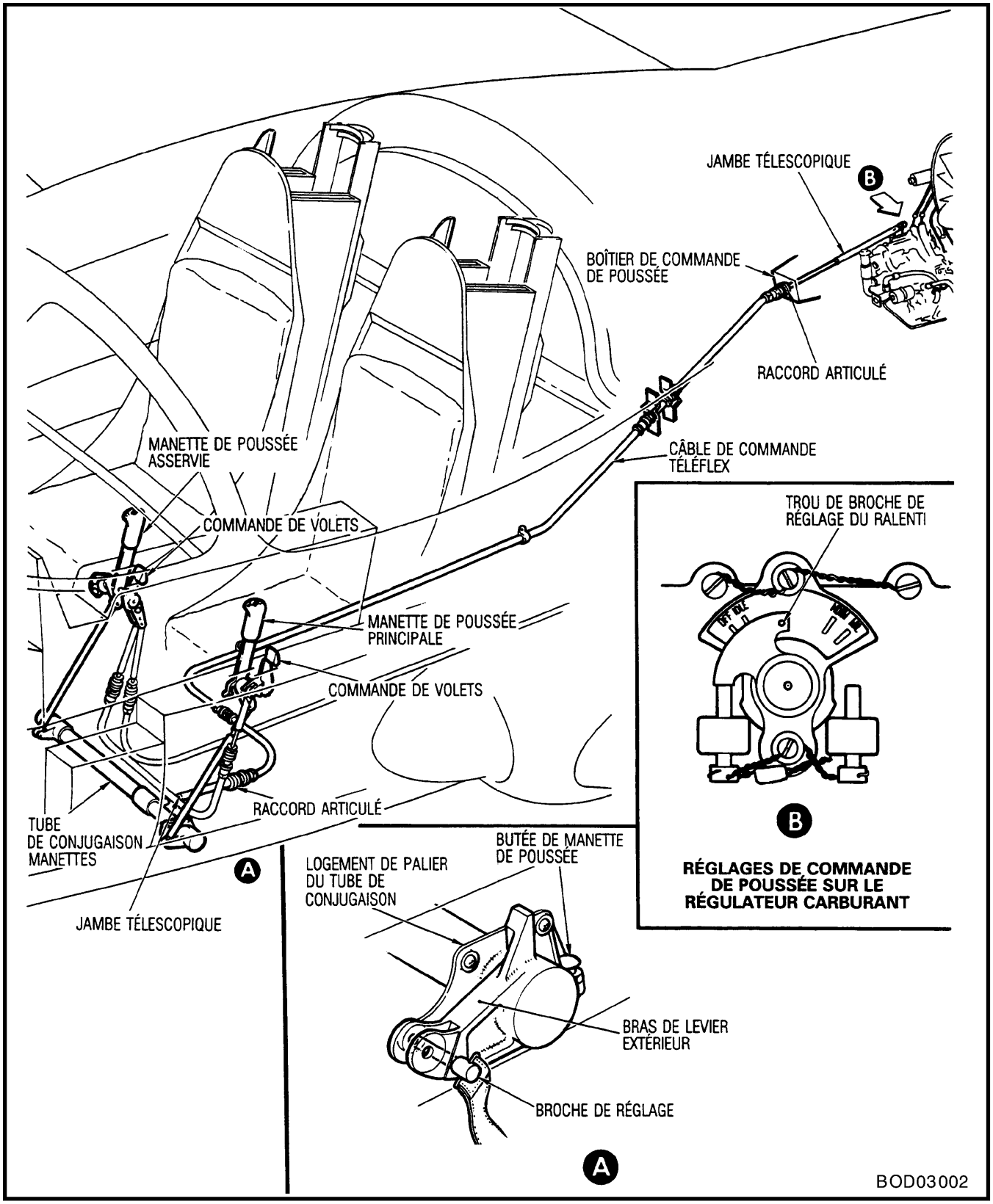


Figure 3-1 Circuit de commande réacteur

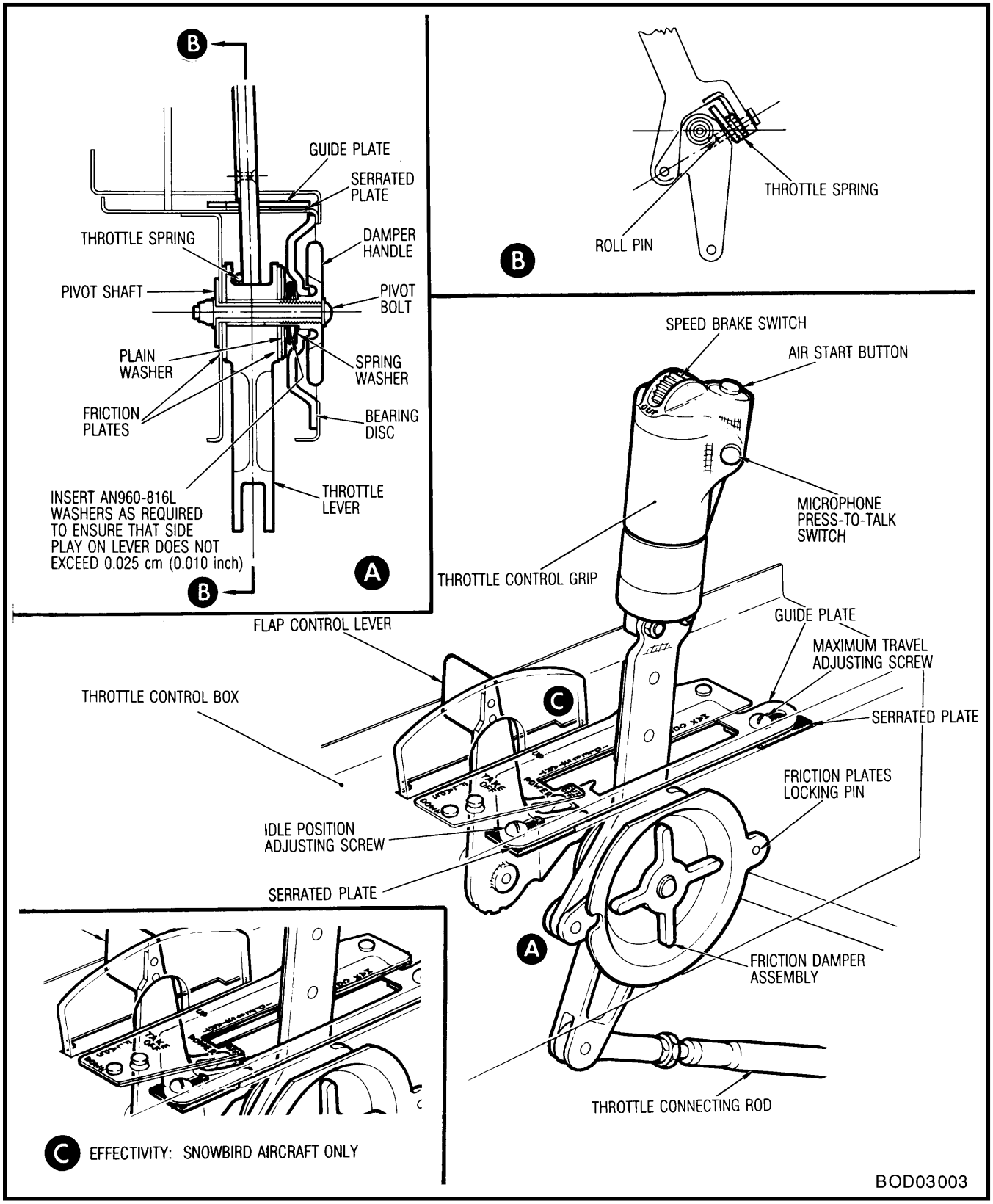


Figure 3-2 Master Throttle Control Lever

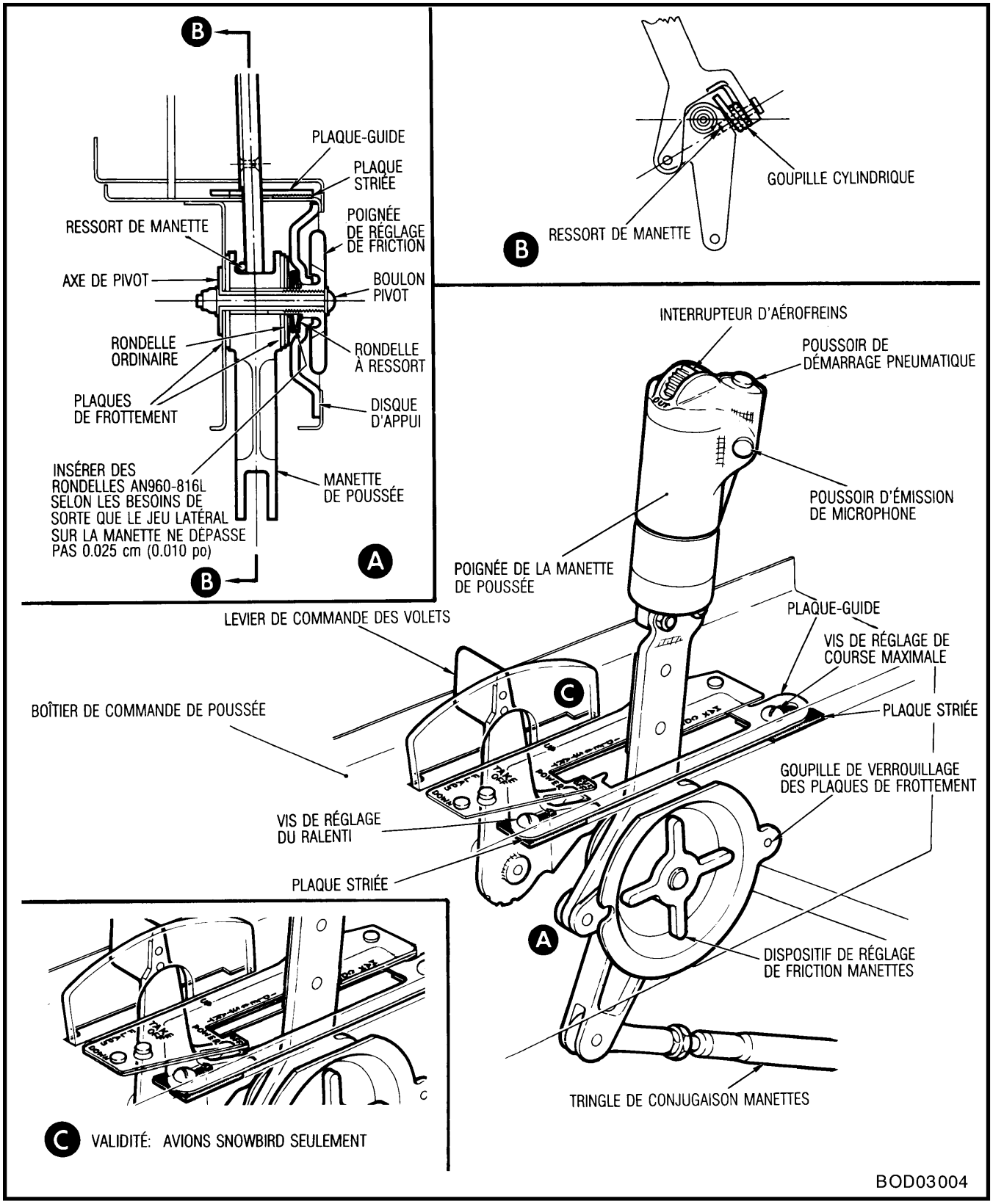


Figure 3-2 Manette de poussée principale

the upper lever assembly and the body of the lower lever assembly. The bolt is locked by means of a roll pin inserted through a 0.160 cm (0.063 in.) hole in the sides of the lower lever assembly and the lower end of the bolt. Friction damping of the throttle lever is applied by manual operation of the damper handle located on the inboard side of the throttle and flap control box. Rotation of the handle in a clockwise direction increases the friction loading of the throttle, and movement of the handle in the opposite direction restores throttle loading to normal.

un boulon qui le positionne entre le logement de palier avant de la partie supérieure de la manette et le corps de la partie inférieure. Le boulon est verrouillé par une goupille cylindrique introduite dans un trou de 0.160 cm (0.063 po) dans les côtés de la partie inférieure et dans l'extrémité inférieure du boulon. Le réglage de friction manettes est assuré par l'actionnement manuel de la poignée de serrage située sur le côté intérieur du boîtier de commande poussée et volets. La rotation de la poignée dans le sens horaire augmente la friction sur la manette alors qu'une rotation dans le sens opposé ramène sa charge vers la normale.

SLAVE THROTTLE LEVER

5. The slave throttle lever installed in the centre console is coupled to the master throttle control lever (see Paragraph 3 and Figure 3-3). The slave throttle lever assembly differs from the master throttle control lever assembly in method of installation and, to some extent, in function. The gated feature of the master throttle control box is not duplicated on the slave throttle lever control panel, as control of the high pressure fuel valve is required at the left-hand position only. The arming of the ignition circuit and operation of the landing gear audible warning device is performed by movement of the slave throttle lever cam, which operates microswitches installed in the centre console.

6. The slave throttle lever is installed on a shaft common to both the slave throttle lever and the flap control lever. Access to the shaft is through two button plugs located on each side of the console opposite the shaft ends. The two levers are separated by a spacer and pivot on bearings housed in the body of the levers. For a description of the flap control system, see C-12-114-0A0/MF-001. The microswitch cam is integral with the slave throttle control lever, which is mounted on the shaft with the cam facing forwards.

MANETTE DE POUSSÉE ASSERVIE

5. La manette de poussée asservie, montée sur le pylône de commande, est conjuguée à la manette de poussée principale (voir paragraphe 3 et figure 3-3). La manette de poussée asservie diffère de la manette de poussée principale par son installation et, dans une certaine mesure, par sa fonction. Le cran du boîtier de la manette de poussée principale n'existe pas sur le panneau de commande de la manette de poussée asservie, parce que la commande du robinet carburant haute pression est nécessaire au poste de gauche seulement. L'armement du circuit d'allumage et le déclenchement de l'alarme sonore du train d'atterrissage sont effectués par le déplacement de la came de la manette de poussée asservie, qui actionne les microcontacteurs situés dans le pylône de commande.

6. La manette de poussée asservie est montée sur un arbre portant aussi la manette de commande des volets. On accède à cet arbre grâce à deux bouchons situés de chaque côté du pylône de commande, vis-à-vis les extrémités de l'arbre. Les deux manettes sont séparées par une pièce d'écartement et pivotent sur des paliers logés dans le corps des manettes. Pour la description du circuit de commande des volets, voir C-12-114-0A0/MF-001. La came de microcontacteur fait partie intégrante de la manette de poussée asservie, laquelle est montée sur l'arbre avec la came orientée vers l'avant.

THROTTLE AND FLAP CONTROL BOX AND PANEL ASSEMBLY

GENERAL

7. The throttle and flap control box and panel assembly are installed in the cockpit at FS 182.00 and are mounted on the LH and centre consoles respectively. The master throttle control lever is installed in the throttle and flap control box on the LH console and the slave throttle control lever is installed on the throttle and flap control panel assembly which is attached to the centre console. Each throttle lever

PANNEAU ET BOÎTIER DE COMMANDE POUSSÉE ET VOLETS

GÉNÉRALITÉS

7. Le panneau et le boîtier de commande poussée et volets sont montés dans le poste de pilotage, à FS 182.00, sur la console gauche et sur le pylône de commande respectivement. La manette de poussée principale est montée dans le boîtier de commande poussée et volets sur la console gauche, et la manette de poussée asservie est montée sur le panneau de commande manettes et volets sur le pylône de

assembly is mounted to the right of the flap control in a slot marked POWER. Acrylic plastic shields separate the throttle levers from the flap control levers. The engine power settings, marked CUT OFF, IDLE & START and MAX CONT, are engraved on each throttle panel assembly. The panel assemblies are made of acrylic plastic and are edge-lit to provide the pilot with clearly visible and well-defined power setting markings. The panel is gated at the LH console position where operation of the high pressure fuel valve is controlled. Idle stop adjustment is provided by fore and aft movement of the throttle guide plate which is located between the inner and outer top skin of the control box. The guide plate is slotted at each end and has serrations which match with serrated plates secured by two screws to lock the assembly in position.

8. Ignition arming and landing gear warning microswitches are installed on a mounting plate riveted to the centre console at the throttle pivot position. The plate is slotted to provide microswitch adjustment as required. The microswitches are operated by movement of the cam integral with the slave throttle lever. All electrical wiring in the master throttle and flap control box on the LH console is routed through an electrical connector located at the base of the box. Wiring for the slave throttle lever assembly is connected to TB211 located in the forward part of the centre console.

IGNITION CONTROL

9. The ignition system is armed by a microswitch which is actuated by the forward movement of the slave throttle lever through a 9-degree band, from 3 degrees aft of the IDLE position to 6 degrees forward of the IDLE position. For ground starting, ignition is applied by setting the ENG MASTER switch to the ON position and holding the momentary starting switch at START. Both switches are located on the centre console. Ignition for air starting is applied using the momentary push button on the throttle control lever.

LANDING GEAR WARNING SIGNAL

10. The landing gear warning signal is actuated when the throttle levers are retarded from the MAX CONT setting to a position corresponding to 63 per cent (65 ±2 per cent in flight) of maximum engine speed with the landing gear not extended and

commande. Chaque manette de poussée est montée à la droite de la commande de volets, dans une fente marquée POWER. Des écrans en plastique acrylique séparent les manettes de poussée et les commandes de volets. Les repères d'identification des réglages de régime réacteur, soit CUT OFF, IDLE & START et MAX CONT, sont gravés sur chaque panneau de commande de poussée. Ces tableaux sont faits de plastique acrylique et dotés d'un éclairage périphique, qui rend les repères bien visibles et facilement identifiables pour le pilote. Le panneau est cranté à la console gauche, d'où on commande le robinet carburant haute pression. On règle la butée de ralenti par le déplacement avant-arrière de la plaque-guide de la manette, située entre les revêtements supérieurs intérieur et extérieur du boîtier de commande. La plaque-guide est fendue à chaque extrémité et comporte des stries qui correspondent aux plaques striées fixées par deux vis pour verrouiller le dispositif en place.

8. Les microcontacteurs d'armement du circuit d'allumage et d'alarme de train d'atterrissage sont montés sur une plaque de fixation rivetée sur le pylône de commande, au niveau du pivot de la manette. La plaque est fendue pour permettre le réglage des microcontacteurs au besoin. Les microcontacteurs sont actionnés par le déplacement de la came, qui fait partie intégrante de la manette de poussée asservie. Tout le câblage électrique dans le boîtier de commande poussée et volets de la console gauche passe par un connecteur électrique situé à la base du boîtier. Le câblage de la manette de poussée asservie est relié au bornier TB211, situé dans la partie avant du pylône de commande.

COMMANDE DU CIRCUIT D'ALLUMAGE

9. Le circuit d'allumage est armé par un microcontacteur, lequel est actionné par le déplacement vers l'avant de la manette de poussée asservie dans un arc de 9 degrés allant de 3 degrés en deçà de IDLE à 6 degrés au delà de IDLE. Pour le démarrage au sol, on obtient l'allumage en mettant l'interrupteur ENG MASTER sur ON et en maintenant l'interrupteur de démarrage à contact momentané sur START. Les deux interrupteurs sont situés sur le pylône de commande. Pour le démarrage pneumatique, on obtient l'allumage en appuyant sur le bouton poussoir à contact momentané situé sur la manette de poussée.

SIGNAL D'ALARME DE TRAIN D'ATTERRISSAGE

10. Le signal d'alarme de train d'atterrissage est actionné quand les manettes sont ramenées de MAX CONT à une position correspondant à 63 pour cent (65 ±2 pour cent en vol) du régime maximal du réacteur, avec le train d'atterrissage non sorti et

locked. For adjustment of landing gear warning microswitch, see Paragraph 23. For further information on landing gear warning system, see C-12-114-0A0/MF-001.

REMOVAL AND INSTALLATION OF THE THROTTLE AND FLAP CONTROL BOX

11. **Removal of the Throttle and Flap Control Box**. To remove the throttle and flap control box from the LH console, proceed as follows:

a. Remove panel immediately below throttle box to gain access to throttle control rigging pin holes.

b. Insert large diameter rigging pin (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 12) through hole in throttle control lever and interconnect tube bearing housing, with throttle in CUT OFF position.

c. Disconnect throttle control rod from throttle lever and flap Teleflex control from flap control lever.

d. Disconnect electrical connector at base of control box.

e. Remove screws securing control box to console and remove box.

12. **Installation of the Throttle and Flap Control Box**. To install the throttle and flap control box, proceed as follows:

a. Reverse the removal procedure.

NOTE

If spacers, Part Nos. 41A-90765-22 and 41A-90765-24, become stripped, a Heli-coil can be installed.

b. Check engine control system rigging (see Paragraph 22).

c. Check flap control system rigging (see C-12-114-0A0/MF-001).

d. Carry out a functional check of electrical systems affected by removal and installation of throttle control as referenced in Paragraph 13.

verrouillé. Pour le réglage du microcontacteur d'alarme de train d'atterrissage, voir paragraphe 23 ci-dessous. Pour plus de renseignements sur le circuit d'alarme de train d'atterrissage, voir C-12-114-0A0/MF-001.

DÉPOSE ET POSE DU BOÎTIER DE COMMANDE POUSSÉE ET VOLETS

11. **Dépose du boîtier de commande poussée et volets**. Pour déposer le boîtier de commande poussée et volets de la console gauche, procéder comme suit :

a. Déposer le panneau juste au dessous du boîtier pour accéder aux trous de broche de réglage de manette.

b. Introduire une broche de réglage de gros diamètre (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 12) dans le trou de la manette de poussée et du logement de palier du tube de conjugaison, avec la manette sur CUT OFF.

c. Débrancher la tige de commande de poussée sur la manette de poussée et débrancher le câble de commande de volets Teleflex sur la manette de commande de volets.

d. Débrancher le connecteur électrique à la base du boîtier de commande.

e. Enlever les vis fixant le boîtier de commande à la console, puis déposer le boîtier.

12. **Pose du boîtier de commande poussée et volets**. Pour poser le boîtier de commande poussée et volets, procéder comme suit :

a. Suivre la méthode de dépose en sens inverse.

NOTA

En cas d'arrachement des filets des pièces d'écartement, n^{os} de pièce 41A-90765-22 et 41A-90765-24, on peut poser un filet rapporté Heli-coil.

b. Vérifier le réglage du circuit de commande réacteur (voir paragraphe 22).

c. Vérifier le réglage du circuit de commande des volets (voir C-12-114-0A0/MF-001).

d. Effectuer une vérification de fonctionnement des circuits électriques touchés par la dépose et la pose de la manette de poussée, tel qu'indiqué au paragraphe 13.

e. Install panel on LH console immediately below throttle box.

THROTTLE CONTROL GRIP

13. A control grip is fitted to each throttle control lever and secured to the lever by two bolts. Each control grip incorporates manually operated switches for air starting (see Part 8), microphone press-to-talk (see C-12-114-0G0/MF-001) and speed brakes (see C-12-114-0A0/MF-001).

THROTTLE INTERCONNECT TUBE

14. The throttle interconnect tube is located beneath the cockpit floor and is mounted transversely in two bearings which are bolted to the aircraft structure at FS 173.10. The tube extends inboard from the left-hand side of the aircraft to a position just below the centre console. Access to the tube is through an access panel on the left-hand side of the cockpit floor. An adjustable control rod connects the master and slave throttle lever assemblies to control levers located at each end of the interconnect tube. The levers are taper-pinned in position. Rigging pin holes are incorporated in the outboard lever arm and bearing housing and the latter incorporates an adjustable stop. Adjustment of the stop and access to the rigging pin holes can be made by removing the access panel on the LH console immediately below the throttle box. A third lever is located inboard of the outer control lever at a position approximately one-third of the distance between the two levers. This lever is attached to the telescopic unit of the Teleflex control so that any movement of the throttle levers results in a corresponding movement of the Teleflex control.

FRICTION DAMPER

15. The throttle levers are provided with a friction-locking mechanism to prevent vibration-caused movement of the throttle levers from their selected positions. The mechanism is located in the master throttle and flap control box assembly on the LH console, and limits application of friction damping to the control system so that the instructor can override the student throttle lever selection with full damping applied. The mechanism consists of a damper handle located on the inboard side of the console panel, with the centre boss externally threaded, which engages with the internally threaded throttle lever pivot shaft. Spaced along the shaft is the throttle lever, positioned

e. Poser le panneau sur la console gauche, juste au dessous du boîtier de commande de poussée.

POIGNÉE DE MANETTE DE POUSSÉE

13. Une poignée de commande est fixée à chaque manette de poussée au moyen de deux boulons. Chaque poignée de commande comprend des interrupteurs à actionnement manuel pour le démarrage pneumatique (voir Partie 8), pour le microphone (voir C-12-114-0G0/MF-001) et pour les aérofreins (voir C-12-114-0A0/MF-001).

TUBE DE CONJUGAISON MANETTES

14. Le tube de conjugaison manettes est situé sous le plancher du poste de pilotage et est monté transversalement dans deux paliers boulonnés à la structure de l'avion à FS 173.10. Le tube s'étend à l'intérieur, du côté gauche de l'avion jusqu'à une position juste au dessous du pylône de commande. On accède au tube par un panneau d'accès sur le côté gauche du plancher du poste de pilotage. Une tige de commande réglable relie les manettes de poussée principale et asservie à des leviers de commande situés à chaque extrémité du tube de conjugaison. Les leviers sont fixés en place par des goupilles coniques. Des trous de broche de réglage sont aménagés dans le bras de levier extérieur et dans le logement de palier, lequel comporte une butée réglable. Pour régler la butée et accéder aux trous de broche de réglage, déposer le panneau d'accès situé sur la console gauche, juste au dessous du boîtier de commande de poussée. Un troisième levier est situé du côté intérieur du levier de commande extérieur, à environ un tiers de la distance séparant les deux leviers. Ce levier est fixé au raccord télescopique du câble de commande Teleflex de façon que tout déplacement des manettes de poussée entraîne un déplacement correspondant du câble de commande Teleflex.

DISPOSITIF DE RÉGLAGE DE FRICTION MANETTES

15. Les manettes de poussée sont pourvues d'un dispositif de verrouillage par friction qui les empêche de se déplacer de la position choisie sous l'effet des vibrations. Le dispositif est situé sur le boîtier de commande poussée et volets, sur la console gauche, et limite le serrage par friction du circuit de commande de sorte que l'instructeur peut surpasser toute sélection de la manette de poussée de l'élève lorsque le serrage maximal est appliqué. Le dispositif comprend une poignée de serrage, montée sur le côté intérieur du panneau de la console, comportant un bossage central à filetage externe qui s'engage dans l'arbre pivot à filetage interne de la manette. Le

between two pear-shaped friction plates, a plain and spring-washer, and a bearing disc. The throttle lever is free to rotate, but the friction plates are prevented from rotating by a pin which passes through a slot at the small-diameter end of the friction plates. The pin is located in the bearing disc and the side of the control box, and is secured in position by a cotter pin (see Figure 3-2).

16. As the friction damper handle is turned in a clockwise direction, the handle screws into the throttle pivot shaft. The shaft is prevented from turning by a spigot located in a slot in the flange of the shaft. This action compresses the spring washer and pressure is applied on the friction plates and throttle lever, thereby stiffening movement of the throttle controls.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FRICTION DAMPER ASSEMBLY

17. **Removal of Friction Damper Assembly**. To remove the friction damper assembly, proceed as follows (see Figure 3-2):

a. Ensure that friction damper is off.

b. Remove throttle and flap control box assembly (see Paragraph 11).

c. Remove bolt securing damper handle and throttle pivot shaft in position and turn damper handle counter-clockwise to disengage handle from shaft. Remove handle, spring and plain washers.

d. Remove throttle lever pivot shaft and disengage friction plates from each side of throttle lever and locking pin.

18. **Installation of Friction Damper Assembly**. To install the friction damper assembly, proceed as follows:

a. Reverse removal procedure.

long de l'arbre, on retrouve la manette de poussée, positionnée entre deux plaques de friction en forme de poire, une rondelle ordinaire, une rondelle à ressort et un disque d'appui. La manette de poussée peut tourner librement, alors que la rotation des plaques de friction est empêchée par une goupille traversant une fente à l'extrémité à petit diamètre des plaques de friction. La goupille s'insère dans le disque d'appui et dans le côté du boîtier de commande, et elle est fixée en place par une goupille fendue (voir figure 3-2).

16. Quand la poignée de serrage est tournée dans le sens horaire, elle se visse dans l'arbre pivot de manette. La rotation de l'arbre est empêchée par un doigt situé dans une fente sur la bride de l'arbre. Cette action comprime la rondelle à ressort et applique une pression sur les plaques de friction et sur la manette de poussée, ce qui augmente le serrage sur les manettes de poussée.

DÉPOSE ET POSE DU DISPOSITIF DE RÉGLAGE DE FRICTION MANETTES

17. **Dépose du dispositif de réglage de friction manettes**. Pour déposer le dispositif de réglage de friction manettes, procéder comme suit (voir figure 3-2) :

a. S'assurer que le dispositif de réglage de friction manettes est hors fonction.

b. Déposer le boîtier de commande poussée et volets (voir paragraphe 11).

c. Enlever le boulon qui maintient en place la poignée de serrage et l'arbre pivot de manette, puis tourner la poignée de serrage dans le sens antihoraire pour la désengager de l'arbre. Enlever la poignée, la rondelle à ressort et la rondelle ordinaire.

d. Enlever l'axe pivot de manette de poussée et désengager les plaques de friction de chaque côté de la manette de poussée et de la goupille de verrouillage.

18. **Pose du dispositif de réglage de friction manettes**. Pour poser le dispositif de réglage de friction manettes, procéder comme suit :

a. Suivre la méthode de dépose en sens inverse.

NOTES

1. Ensure that slot on throttle lever pivot shaft flange is correctly engaged on spigot adjacent to pivot shaft hole on control box assembly.

2. To ensure that side play on lever does not exceed 0.025 cm (0.010 in.), AN960-816L washers may be inserted as required between the flat and spring-washers on the pivot shaft.

b. Carry out a functional check of electrical circuits affected by the removal and installation of the friction damper as referenced in Paragraph 13.

NOTA

1. S'assurer que la fente sur la bride de l'arbre pivot de manette est bien engagée sur le doigt voisin du trou de l'arbre pivot sur le boîtier de commande.

2. Pour s'assurer que le jeu latéral de la manette ne dépasse pas 0.025 cm (0.010 po), on peut ajouter des rondelles AN960-816L, selon les besoins, entre la rondelle plate et la rondelle à ressort sur l'arbre pivot.

b. Effectuer une vérification de fonctionnement des circuits électriques touchés par la dépose et la pose du dispositif de réglage de friction manettes, conformément au paragraphe 13.

ENGINE POWER CONTROLS

GENERAL

19. Operation of the engine is controlled by means of a single Teleflex control unit of the push-pull type, with swivel-mounted telescopic units at each end of the control to provide for angular movement of the throttle and engine power levers. The control unit consists of a cable encased in a stainless-steel conduit, which is sectioned to facilitate removal and installation of the unit. The forward telescopic unit is connected to the centre control lever on the throttle interconnect tube and to the swivel unit attached to the frame beneath the cockpit floor at FS 187.00. The control passes through interconnectors at the frame at FS 187.00, the LH web of the fuselage trough at approximately FS 194.00, the main spar bulkhead at FS 258.00 and to the swivel unit attached to the power control box mounted on the fireproof bulkhead at FS 277.75. Aft of the fireproof bulkhead, the control is connected to the telescopic unit which is attached to the engine power control lever (see Figure 3-1).

REMOVAL AND INSTALLATION OF ENGINE TELEFLEX CONTROL

20. **Removal of Engine Teleflex Control**. To remove the engine Teleflex control, proceed as follows:

a. Repeat Paragraph 11, Steps a and b.

b. Remove access panel on left-hand side of cockpit floor at FS 173.10.

COMMANDES DE POUSSÉE RÉACTEUR

GÉNÉRALITÉS

19. Le fonctionnement du réacteur est commandé par un câble de commande Teleflex unique, de type va-et-vient, muni de raccords télescopiques montés sur pivot à chaque extrémité du câble de commande et permettant le déplacement angulaire des manettes de poussée et leviers de commande du réacteur. Le câble de commande comprend le câble proprement dit, logé dans une gaine d'acier inox, segmentée pour faciliter la dépose et la pose du câble. Le raccord télescopique avant est raccordé au levier de commande central, sur le tube de conjugaison manettes, et au pivot rattaché au cadre, sous le plancher du poste de pilotage à FS 187.00. Le câble de commande traverse, par des interconnecteurs, le cadre à FS 187.00, la nervure gauche du chemin de câbles du fuselage à environ FS 194.00, la cloison du longeron principal à FS 258.00, jusqu'au pivot rattaché au boîtier de commande de poussée monté sur la cloison pare-feu à FS 277.75. À l'arrière de la cloison pare-feu, le câble de commande est relié au raccord télescopique, lequel est raccordé au levier de commande de poussée réacteur (voir figure 3-1).

DÉPOSE ET POSE DU CÂBLE DE COMMANDE TELEFLEX DU RÉACTEUR

20. **Dépose du câble de commande Teleflex du réacteur**. Pour déposer le câble de commande Teleflex du réacteur, procéder comme suit :

a. Répéter le paragraphe 11, étapes a et b.

b. Déposer le panneau d'accès sur le côté gauche du plancher du poste de pilotage à FS 173.10.

c. Break lockwire on telescopic unit and disconnect unit from centre lever on interconnect tube.

d. Loosen nut on telescopic unit lock plug and slide unit off inner cable.

e. Break lockwire on aft telescopic unit and disconnect unit at main fuel control lever on Master Fuel Control (MFC).

f. With aft telescopic unit used as a grip, carefully withdraw inner cable from control conduit.

21. **Installation of Engine Teleflex Control**. To install the engine Teleflex control, 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.

CAUTION

Do not use solvents when cleaning the components of the control assembly, as structural damage could occur and render the assembly unfit for service.

b. To clean all parts of the assembly, use soft lint-free cloth or a soft-bristled brush.

c. Lubricate the Teleflex control cable with grease (see Figure 1-2, Item 16).

d. Check rigging of controls (see Paragraph 22).

NOTE

On completion of rigging procedure, ensure that a minimum distance of 0.076 cm (0.030 in.) exists between the MFC lever/rod-end assembly and any adjacent equipment throughout the full range of throttle movement.

c. Briser le fil à freiner sur le raccord télescopique et détacher ce dernier du levier central sur le tube de conjugaison.

d. Desserrer l'écrou sur le bouchon de verrouillage du raccord télescopique et glisser le raccord hors du câble intérieur.

e. Briser le fil à freiner sur le raccord télescopique arrière et détacher ce dernier du levier de commande sur le régulateur carburant.

f. En se servant du raccord télescopique arrière comme poignée, retirer soigneusement le câble intérieur de la gaine du câble de commande.

21. **Pose du câble de commande Teleflex du réacteur**. Pour poser le câble de commande Teleflex du réacteur, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Si un câble neuf doit être posé, procéder comme suit :

a. Ébarber et préparer les extrémités du câble pour qu'elles soient en forme d'ogive avant de les insérer dans le circuit de commande. Meuler ou limer les extrémités dans le sens de l'enroulement.

ATTENTION

Ne pas utiliser de solvants pour nettoyer les éléments du câble de commande, car ceux-ci pourraient causer des dommages structuraux et rendre le dispositif inadéquat pour le service.

b. Pour nettoyer toutes les pièces du dispositif, utiliser un linge doux non pelucheux ou un pinceau à soies douces.

c. Lubrifier le câble de commande Teleflex avec de la graisse (voir figure 1-2, article 16).

d. Vérifier le réglage des commandes (voir paragraphe 22).

NOTA

Une fois le réglage terminé, s'assurer qu'il y a un dégagement minimal de 0.076 cm (0.030 po) entre l'ensemble levier-embout de bielle du régulateur carburant et toute pièce d'équipement voisine, sur toute la course des manettes.

RIGGING OF ENGINE CONTROLS

22. To rig the engine controls, proceed as follows (see Figures 3-1, 3-2 and 3-3).

a. Gain access to rigging pin holes by removing side and floor panels below LH throttle box at FS 173.

b. Disconnect the Teleflex control from the throttle interconnect tube lever.

c. With the throttle interconnect tube positioned to correspond to throttle CUT OFF, insert large diameter rigging pin (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 12) through outboard lever arm and bearing housing.

d. Adjust on throttle control rods so that both throttle levers are 0.317 to 0.476 cm (0.125 to 0.188 in.) from the CUT OFF end of the control box panel slots.

e. Fit main fuel control lever to the MFC splined shaft at engine end of control and move lever through its normal range of travel between the OFF stop and the MAX stop on the MFC.

NOTE

The shaft on the MFC is master-splined.

f. Connect Teleflex control to MFC lever.

NOTE

On completion of rigging procedures, ensure that a minimum distance of 0.076 cm (0.030 in.) exists between the MFC lever/rod-end assembly and any adjacent equipment throughout the full range of throttle movement.

g. Check that Teleflex telescopic end fitting at engine end will give the full range of travel without the inner telescopic tube bottoming in the external telescopic tube.

RÉGLAGE DES COMMANDES DU RÉACTEUR

22. Pour régler les commandes du réacteur, procéder comme suit (voir figures 3-1, 3-2 et 3-3) :

a. Accéder aux trous pour broche de réglage en enlevant les panneaux du côté et du plancher, au dessous du boîtier de commande de poussée à FS 173.

b. Débrancher le câble de commande Teleflex sur le levier du tube de conjugaison manettes.

c. Avec le tube de conjugaison manettes positionné pour correspondre à la position CUT OFF, insérer une broche de réglage de gros diamètre (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 12) dans le bras de levier extérieur et dans le logement de palier.

d. Régler les tiges de commande de poussée pour que les deux manettes de poussée soient à une distance de 0.317 à 0.476 cm (0.125 à 0.188 po) de la limite CUT OFF des fentes du panneau du boîtier de commande.

e. Ajuster le levier du régulateur carburant sur l'arbre cannelé du régulateur carburant, à l'extrémité réacteur du câble de commande, et déplacer le levier sur sa course normale, entre les butées OFF et MAX sur le régulateur carburant.

NOTA

L'arbre sur le régulateur carburant est cannelé.

f. Brancher le câble de commande Teleflex au levier du régulateur carburant.

NOTA

Une fois le réglage terminé, s'assurer qu'il y a un dégagement minimal de 0.076 cm (0.030 po) entre l'ensemble levier-embout de bielle du régulateur carburant et toute pièce d'équipement voisine, sur toute la course des manettes.

g. Vérifier que la ferrure d'extrémité du raccord télescopique du câble Teleflex, à l'extrémité réacteur, permet le déplacement sur toute la course sans que le tube télescopique intérieur bute dans le tube télescopique extérieur.

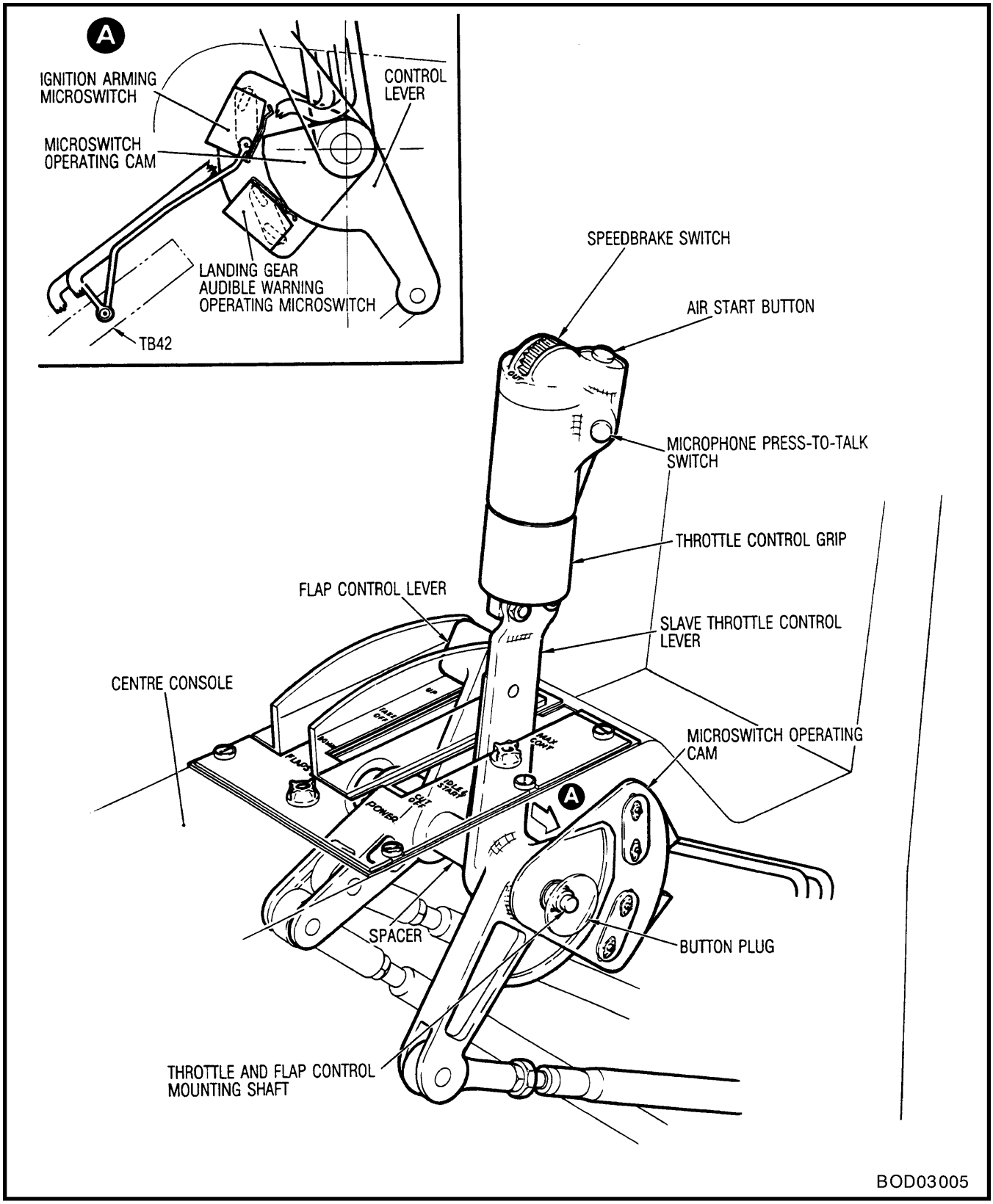


Figure 3-3 Slave Throttle Control Lever

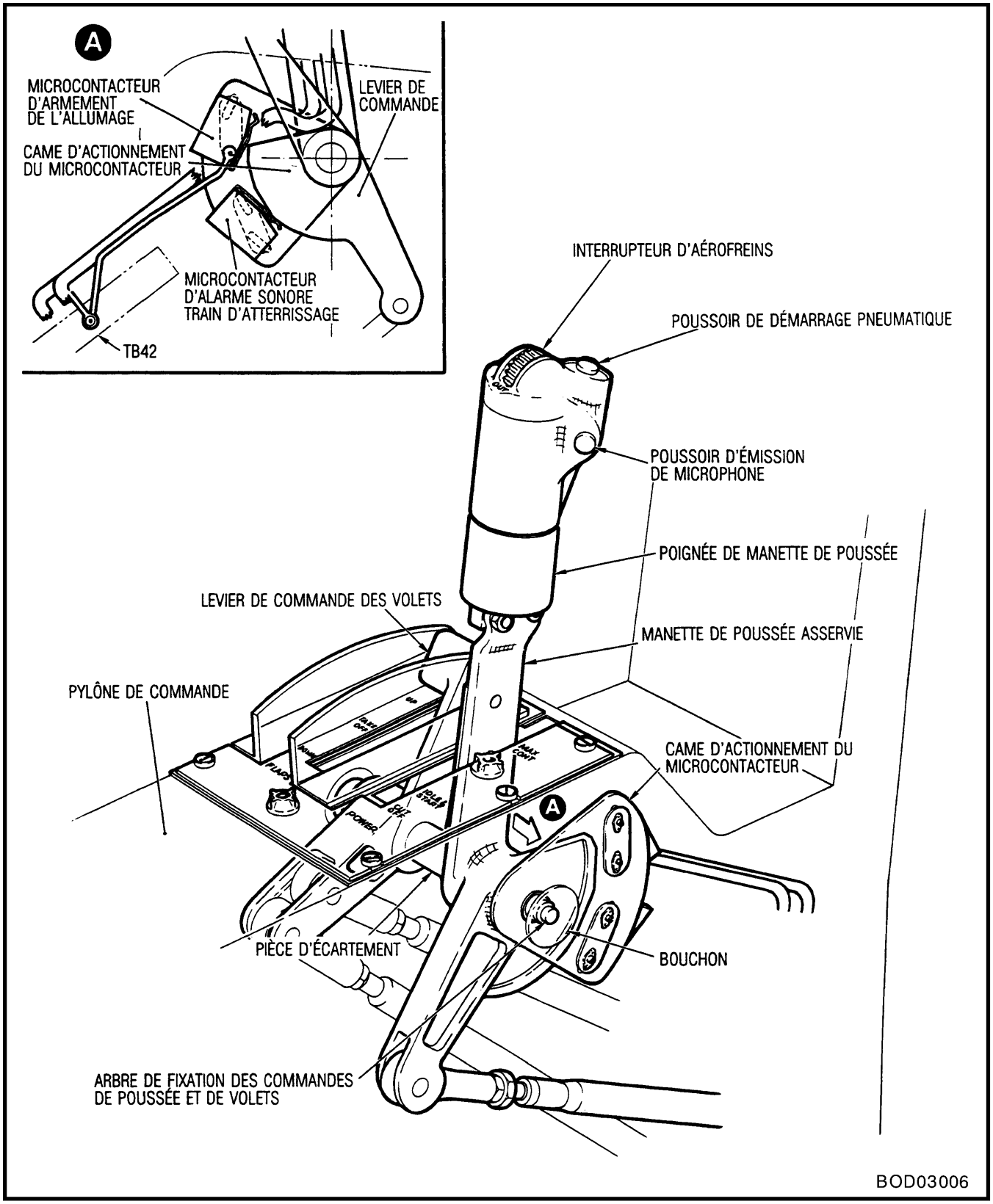


Figure 3-3 Manette de poussée asservie

h. With engine main fuel control lever contacting the OFF stop on the MFC, connect the forward Teleflex end to the throttle interconnect tube lever.

i. Remove large diameter rigging pin (C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 12) from forward position and move throttle lever forward until contact is made with the maximum continuous stop on the MFC.

j. Adjust the underfloor interconnect tube stop (see Paragraph 14) to limit throttle lever spring-back to between 0.317 and 0.476 cm (0.125 to 0.188 in.) with throttle levers in fully forward position.

k. Insert small diameter rigging pin through small hole in the MFC unit fuel control lever and check that serrated plate is adjusted as far forward as possible without it applying pressure on throttle lever and make sure securing screws are tight.

l. Remove small diameter rig pin and cycle throttle from IDLE position to maximum position several times and ensure that rig pin can be easily inserted when cockpit throttle control is against the idle stop.

m. Make sure throttle operates smoothly through all of its travel.

n. Adjust position of ignition-arming micro-switch (see Figure 3-3) so that operation of switch is heard between 0.159 cm and 0.317 cm (0.063 and 0.125 in.) before START and IDLE when moving throttle lever forward from CUT OFF position.

NOTE

The setting of the ignition-arming micro-switch shall be checked after every idle stop adjustment.

o. Using a Hunter force indicator, check that maximum load at throttle levers does not exceed 33.36 newtons (7.5 lb).

h. Avec le levier du régulateur carburant en contact avec la butée OFF du régulateur carburant, raccorder l'extrémité avant du câble Teleflex sur le tube de conjugaison manettes.

i. Enlever la broche de réglage de gros diamètre (C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 12) de la position avant et déplacer la manette de poussée vers l'avant jusqu'à ce qu'elle fasse contact avec la butée de régime maximum continu sur le régulateur carburant.

j. Régler la butée du tube de conjugaison sous le plancher (voir paragraphe 14) de façon que le rappel du ressort des manettes de poussée soit limité entre 0.317 et 0.476 cm (0.125 et 0.188 po) lorsque les manettes sont en position avant maximale.

k. Insérer une broche de réglage de petit diamètre dans le petit trou du levier du régulateur carburant, puis vérifier que la plaque striée est réglée le plus loin possible à l'avant sans qu'elle exerce une pression sur la manette de poussée et s'assurer que les vis de fixation sont bien serrées.

l. Enlever la broche de réglage de petit diamètre et déplacer la manette plusieurs fois de la position IDLE à la position maximale, et s'assurer que la broche de réglage peut être insérée facilement quand la manette du poste de pilotage repose contre la butée de ralenti.

m. S'assurer que la manette se déplace librement sur toute sa course.

n. Régler la position du microcontacteur d'armement du circuit d'allumage (voir figure 3-3) de façon qu'on puisse entendre le contacteur fonctionner entre 0.159 et 0.317 cm (0.063 et 0.125 po) avant START et IDLE quand on déplace la manette vers l'avant à partir de CUT OFF.

NOTA

Le réglage du microcontacteur d'armement du circuit d'allumage doit être vérifié après chaque réglage de la butée de ralenti.

o. Avec un dynamomètre Hunter, vérifier que la charge maximale sur les manettes de poussée ne dépasse pas 33.36 newtons (7.5 lb).

NOTE

Load shall not vary by more than 5.56 newtons (1.25 lb) throughout the IDLE to MAX CONT range, and is measured from the position of second finger on the front face of the throttle control grip, or 18.42 cm (7.25 in.) from lever fulcrum.

p. Check that telescopic units and control rods are safetied and lockwire. Lockwire main fuel control lever on MFC using MS20995N32-6 wire.

NOTE

There are three safety hole checks on each Teleflex end fitting: eye-end adjustment, inner flexible cable engagement in telescopic end fitting, and minimum overlap of telescopic tubes when fully extended.

ADJUSTMENT OF LANDING GEAR WARNING MICROSWITCH

23. With throttle quadrant marked at 63 per cent of maximum engine speed position (see Part 2) adjust landing gear warning microswitch as follows:

a. Position throttle lever at the 63 per cent mark by moving lever aft from MAX CONT position.

b. Adjust position of microswitch located on centre console until the warning sounds when the master warning test button is pressed.

c. Move lever to MAX CONT position then slowly towards IDLE & START position and check that landing gear warning sounds at 63 per cent of maximum engine speed position marked on the quadrant.

NOTE

Flight operation requirement of 65 ±2 per cent of maximum engine speed will be obtained with landing gear audible warning set on ground at 63 per cent of maximum engine speed.

NOTA

La charge ne doit pas varier de plus de 5.56 newtons (1.25 lb) sur toute la plage de IDLE à MAX CONT, telle que mesurée à la position du deuxième doigt sur la face avant de la poignée de la manette de poussée, ou à 18.42 cm (7.25 po) du point pivot du levier.

p. Vérifier que les raccords télescopiques et les bielles de commande sont bien fixées en place, et les freiner au fil. Freiner le levier du régulateur carburant sur ce dernier avec un fil MS20995N32-6.

NOTA

Chaque ferrure de raccord d'extrémité Teleflex comporte des trous permettant d'effectuer trois vérifications de sûreté : le réglage de l'embout à oeil, l'engagement du câble flexible intérieur dans la ferrure d'extrémité télescopique, et le chevauchement minimal des tubes télescopiques en position complètement sortie.

RÉGLAGE DU MICROCONTACTEUR D'AVERTISSEUR DE TRAIN D'ATTERRISSAGE

23. Avec le bloc manette marqué à 63 pour cent du régime réacteur maximal (voir Partie 2), régler le microcontacteur d'alarme de train d'atterrissage comme suit :

a. Amener la manette sur le repère 63 pour cent en la déplaçant vers l'arrière à partir de MAX CONT.

b. Régler la position du microcontacteur situé sur le pylône de commande de façon que l'alarme se fasse entendre quand on appuie sur le bouton d'essai du circuit principal d'alarme.

c. Amener la manette sur MAX CONT, puis la déplacer lentement vers IDLE & START et vérifier que l'alarme de train d'atterrissage se fait entendre quand la manette atteint le repère à 63 pour cent du régime réacteur maximal sur le bloc manette.

NOTA

Pour obtenir le réglage voulu en vol, soit 65 ±2 pour cent du régime réacteur maximal, le réglage au sol de l'alarme sonore du train d'atterrissage doit être à 63 pour cent du régime réacteur maximal.

PART 4

ENGINE FUEL SYSTEM

DESCRIPTION – GENERAL

GENERAL

1. Fuel from the main aircraft fuel supply is routed to the engine fuel system through the quick-disconnect connection aft of the forward firewall and through a flexible metal-braided hose to the components of the engine fuel and control system. The system consists of the following engine-mounted components:

a. Fuel pump.

b. Fuel control.

c. Overspeed governor.

d. Fuel-oil cooler.

e. Fuel pressurizing valve.

f. Fuel manifolds and drain valve.

g. Fuel nozzles.

h. Variable Geometry (VG) actuator assembly.

2. For description and maintenance information on the engine-mounted fuel system components, see C-14-165-000/MF-000.

QUICK-DISCONNECT COUPLING

3. **General**. The quick-disconnect coupling is located on the aft face of the fireproof bulkhead at FS 277.75 in the fuel delivery line from the fuel strainer to the engine fuel inlet. One-half of the coupling is attached to the fuel strainer and the other half to the flexible fuel line to the engine. The coupling incorporates a locking device which gives a visual indication when the coupling is positively locked. The fuel delivery line is disconnected at this point during replacement of the engine and during draining of the fuel system.

NOTE

Ensure O-ring is serviceable before reconnecting coupling.

PARTIE 4

CIRCUIT CARBURANT RÉACTEUR

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

GÉNÉRALITÉS

1. Le carburant en provenance du circuit carburant principal avion est acheminé au circuit carburant réacteur via le raccord rapide à l'arrière de la cloison pare-feu avant et par un tuyau flexible à gaine tressée métallique, jusqu'aux éléments du circuit carburant et commande réacteur. Le circuit comprend les éléments suivants, montés sur le réacteur :

a. Pompe carburant.

b. Régulateur carburant.

c. Régulateur de survitesse.

d. Refroidisseur d'huile par carburant.

e. Robinet de mise en pression carburant.

f. Rampes de distribution carburant et robinet de vidange.

g. Injecteurs carburant.

h. Vérin de calage variable.

2. Pour la description et les renseignements relatifs à la maintenance des éléments du circuit carburant montés sur le réacteur, voir C-14-165-000/MF-000.

RACCORD RAPIDE

3. **Généralités**. Le raccord rapide est situé sur la face arrière de la cloison pare-feu à FS 277.75, sur la conduite d'arrivée carburant allant du filtre carburant à l'entrée carburant du réacteur. Une moitié du raccord est fixée au filtre carburant, et l'autre à la conduite flexible carburant menant au réacteur. Le raccord comprend un dispositif de verrouillage qui fournit une indication visuelle lorsque le raccord est bien verrouillé. La conduite d'arrivée carburant peut être débranchée à cet endroit, pour le remplacement du réacteur et pendant la vidange du circuit carburant.

NOTA

S'assurer que le joint torique est en bon état avant de rebrancher le raccord.

4. **Operation of Quick-disconnect Coupling**. To couple the quick-disconnect, insert the coupling half attached to the fuel delivery line into the socket assembly and turn the coupling cover clockwise until it reaches the stop. The lockbutton will then engage and protrude through the hole in the cover. To uncouple the quick-disconnect, depress the lockbutton and rotate the cover counter-clockwise until it reaches the stop and withdraw the coupling half from socket.

FUEL DENSITY ADJUSTMENT

5. The means for compensating for a change in the specific gravity of the engine fuel supply, such as would be caused by a change in fuel type, is provided by the fuel density selector of the MFC. Access to the fuel density selector is obtained through a panel on the right-hand side of the forward firewall. An adjacent smaller panel, retained by three screws, covers an aperture through which setting of the selector can be observed. For information on the procedure for setting the selector, including the setting when emergency fuel is used, see C-14-165-000/MF-000.

4. **Utilisation du raccord rapide**. Pour brancher le raccord rapide, insérer la moitié du raccord fixée à la conduite d'arrivée carburant dans la douille et tourner le chapeau du raccord dans le sens horaire jusqu'à ce qu'il bute. Le bouton de verrouillage s'engage alors et fait saillie par le trou dans le chapeau. Pour débrancher le raccord rapide, appuyer sur le bouton de verrouillage et faire tourner le chapeau dans le sens antihoraire jusqu'à qu'il bute, puis retirer la moitié du raccord de la douille.

RÉGLAGE DE LA MASSE VOLUMIQUE CARBURANT

5. Le sélecteur de masse volumique carburant du régulateur carburant permet de compenser toute variation de masse volumique du carburant réacteur, comme celle que pourrait causer un changement du type de carburant utilisé. On accède au sélecteur de masse volumique carburant par un panneau sur le côté droit de la cloison pare-feu avant. Un panneau voisin, plus petit, fixé par trois vis, couvre une ouverture par laquelle on peut voir le réglage du sélecteur. Pour plus de renseignements sur la méthode de réglage du sélecteur, y compris le réglage en cas d'utilisation de carburant de secours, voir C-14-165-000/MF-000.

PART 5

AIRCRAFT FUEL SYSTEM

DESCRIPTION – GENERAL

GENERAL

1. The aircraft fuel is stored in five separate bladder-type fuel cells, located in the centre fuselage between FS 217.50 and FS 276.75. The cells are interconnected to form a single fuel tank system. The fuel tank system permits gravity flow of fuel, through check valves, to a centrally located collector tank containing a totally immersed fuel booster pump. The five fuel cells consist of a forward cell, a LH and RH centre cell and LH and RH aft cell. Balance pipes and elbows interconnect the five cells (see Figures 5-1 and 5-2).

2. Fuel from the tank is gravity-fed into the fuel collector tank through interconnectors from the forward and LH and RH centre cells, and through check valves housed within the collector tank. Initial fuel pressure to the engine fuel system is generated by an electrically operated fuel booster pump located in the bottom of the collector tank. The booster pump delivers fuel to the engine fuel system via a shut-off valve and fuel strainer. The shut-off valve, located on the left-hand side of the aircraft forward of the bulkhead at FS 277.50, is a dc motor-operated gate valve incorporating a manual override. The fuel strainer is positioned between the shut-off valve and the bulkhead and ensures that a supply of clean fuel is delivered to the engine fuel system. A quick-disconnect socket is located on the aft side of the bulkhead in the fuel line from the strainer to the engine fuel inlet connection.

3. The forward fuel cell is vented to the atmosphere through the main vent line which extends from the forward fuel cell to a vent mast at FS 333.60. All other fuel cells are vented to the forward cell. The system also incorporates an anti-siphon line which prevents loss of fuel from the tank by siphoning action caused by aerobatics or abnormal aircraft manoeuvres. Each fuel cell compartment is vented to the atmosphere through a system of cavity vent lines.

4. A single fuel filler unit is located at the top starboard side of the tank system and is connected to the RH centre fuel cell. The fuel system is drained

PARTIE 5

CIRCUIT CARBURANT AVION

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

GÉNÉRALITÉS

1. Le carburant avion est stocké dans cinq réservoirs souples distincts, situés dans le fuselage central entre FS 217.50 et FS 276.75. Les réservoirs sont reliés les uns aux autres de façon à former un circuit réservoir carburant unique. Le circuit réservoir carburant permet l'alimentation par gravité, via des clapets antiretour, d'une nourrice centrale contenant une pompe de gavage carburant entièrement immergée. Les cinq réservoirs consistent en un réservoir avant, un réservoir central gauche, un réservoir central droit, un réservoir arrière gauche et un réservoir arrière droit. Ils communiquent entre eux par des tuyaux d'équilibrage et par des coudes (voir figures 5-1 et 5-2).

2. Le carburant en provenance du circuit réservoir est envoyé par gravité à la nourrice, via des interconnecteurs partant des réservoirs avant, central gauche et central droit, et via des clapets antiretour logés dans la nourrice. La pression d'amorçage du circuit carburant réacteur est produite par une pompe de gavage carburant située au fond de la nourrice. La pompe de gavage envoie le carburant au circuit carburant réacteur via un robinet d'arrêt et un filtre carburant. Le robinet d'arrêt, situé sur le côté gauche de l'avion en avant de la cloison à FS 277.50, est muni d'une guillotine actionnée par un moteur c.c. et comprend un dispositif de surpassement manuel. Le filtre carburant, situé entre le robinet d'arrêt et la cloison, assure l'arrivée de carburant propre au circuit carburant réacteur. Une prise de raccord rapide est montée sur le côté arrière de la cloison, dans la conduite carburant allant du filtre au raccord d'entrée carburant du réacteur.

3. Le réservoir avant est mis à l'air libre via la conduite principale de mise à l'air libre, qui s'étend du réservoir avant à un mât de mise à l'air libre à FS 333.60. Tous les autres réservoirs sont mis à l'air libre via le réservoir avant. Le circuit comprend aussi un antisiphon qui prévient la perte de carburant des réservoirs due à l'effet siphon en cas d'acrobaties aériennes ou d'autres manoeuvres anormales de l'avion. Chaque compartiment réservoir carburant est mis à l'air libre par un circuit de conduites de mise à l'air libre des cavités.

4. Un raccord de remplissage unique, situé du côté droit au sommet du circuit réservoir, est relié au réservoir central droit. Le circuit carburant est

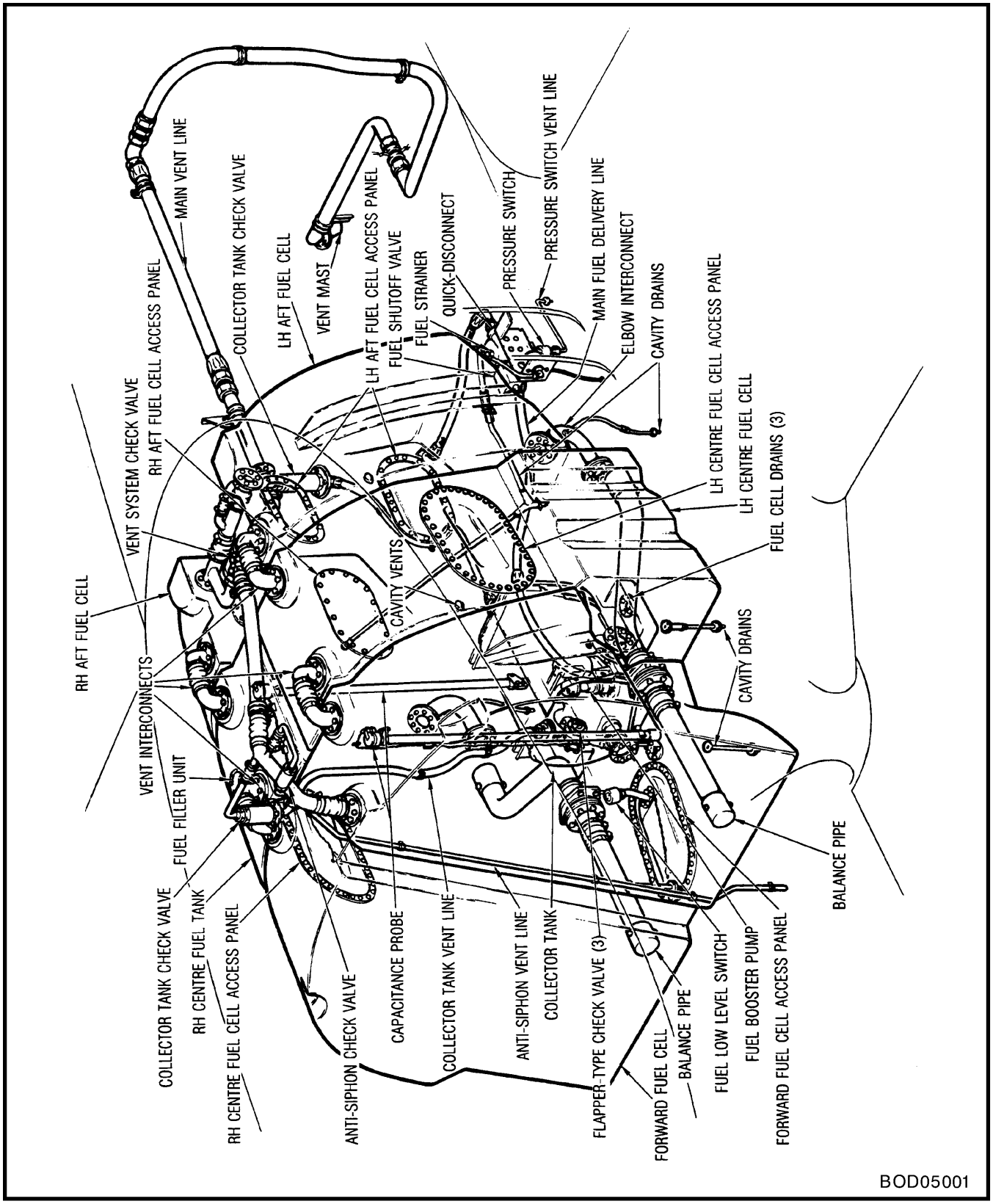


Figure 5-1 Fuel and Vent System

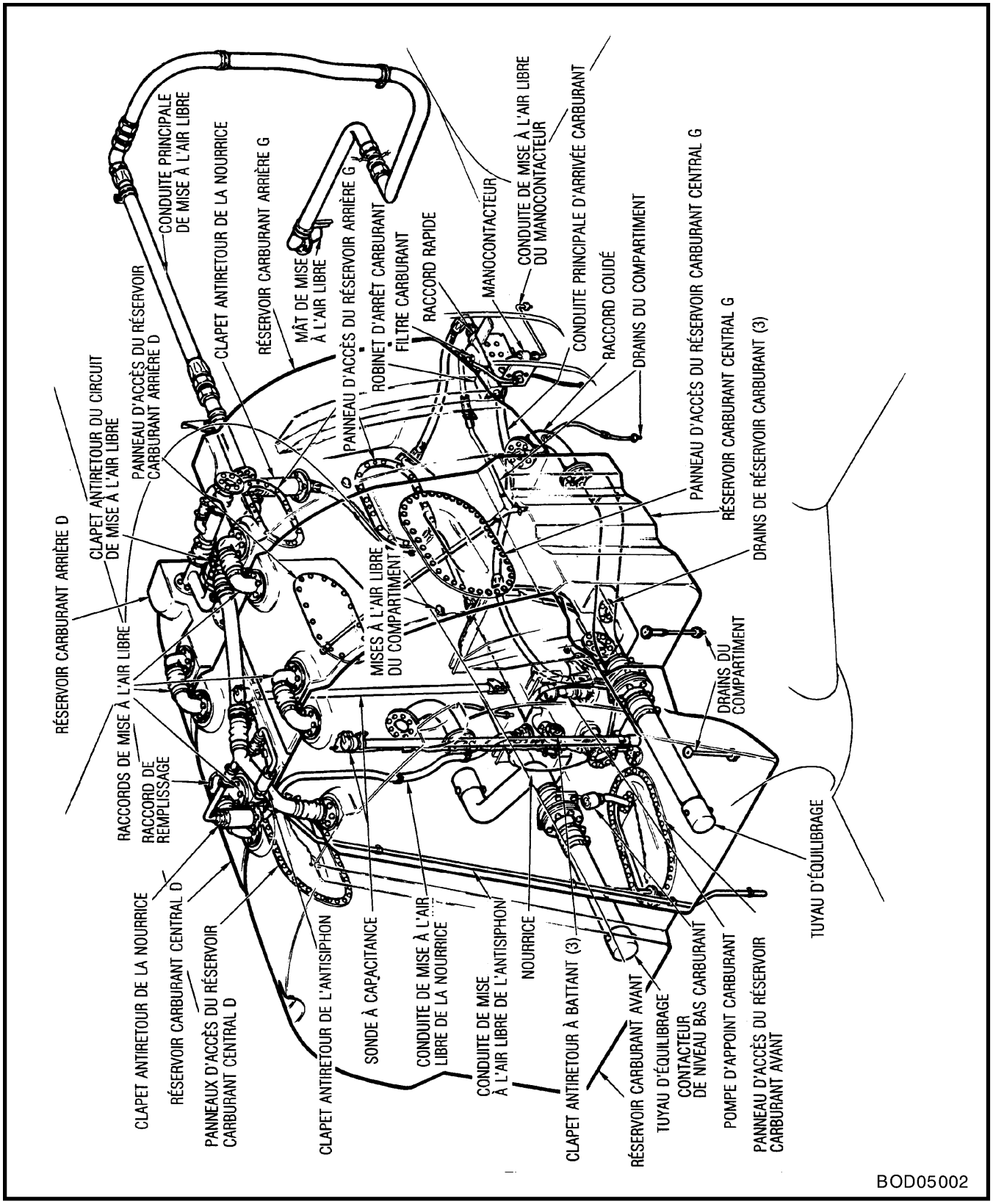


Figure 5-1 Circuits carburant et mise à l'air libre

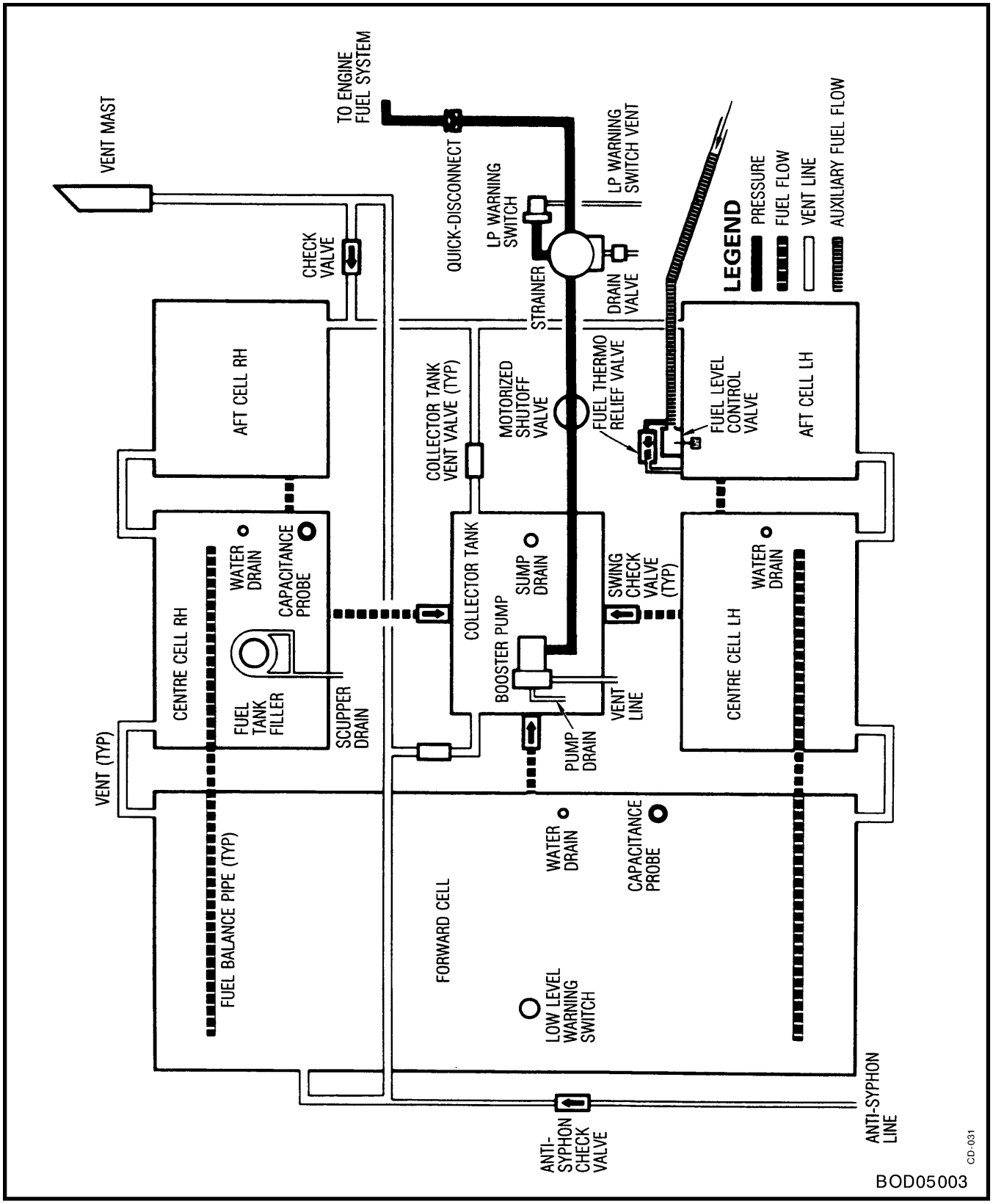


Figure 5-2 Fuel System – Schematic

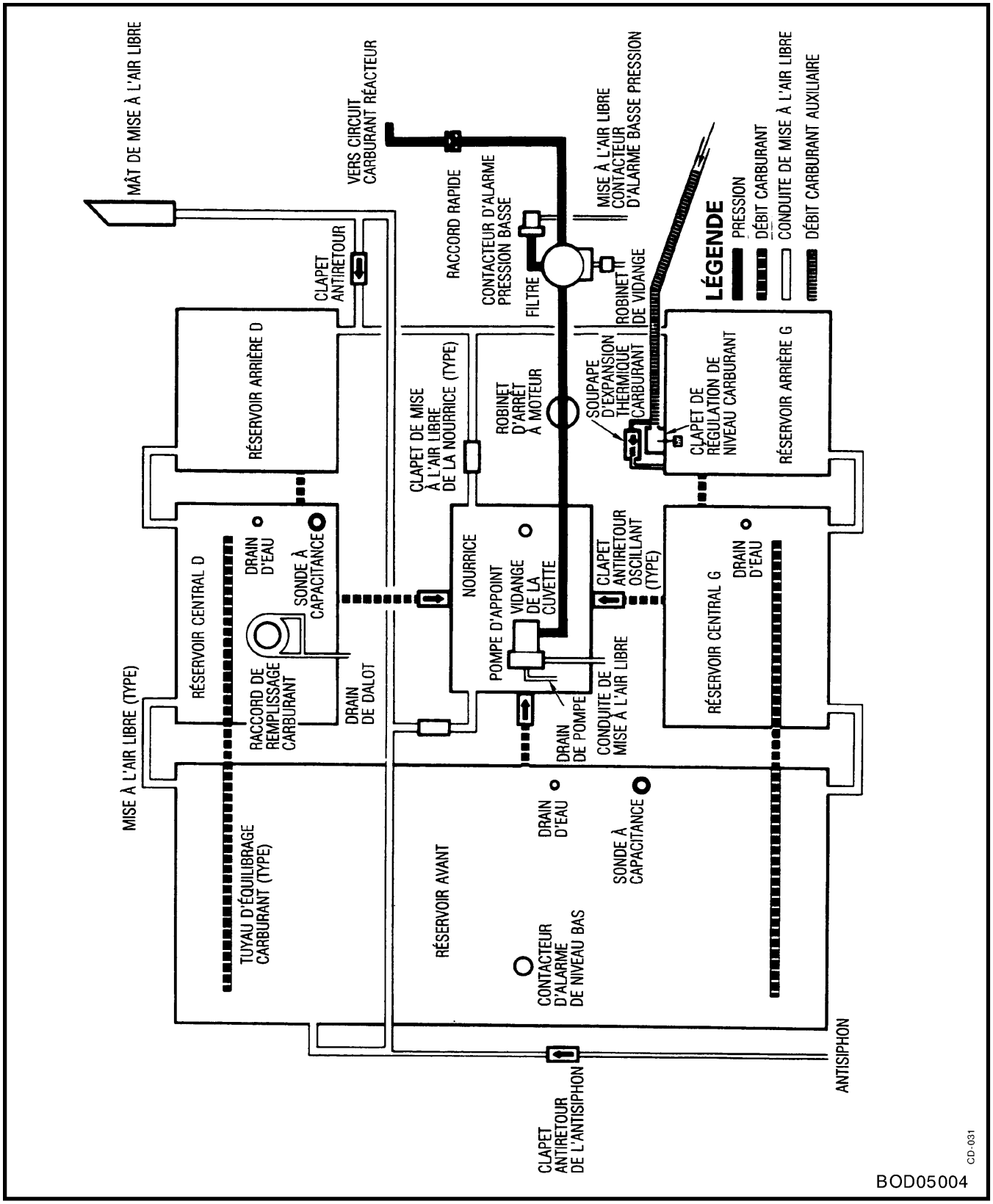


Figure 5-2 Circuit carburant – schéma

through the main drain valve installed in the collector tank sump. Water drain valves are provided in the forward fuel cell and the LH and RH centre cells.

5. Fuel quantity is measured by the fuel quantity system, consisting of capacitance-type probes installed in the forward and RH centre fuel cells and connected to a fuel quantity gauge in the cockpit. A fuel low-level warning switch is installed in the forward fuel cell and indication of fuel low-level is provided by a warning light on the annunciator panel in the cockpit. Fuel low pressure is also indicated by a warning light on the annunciator panel from a low-pressure switch connected to the fuel strainer in the fuel delivery line.

FUEL CELL ACCESS DOORS

6. Access doors and panels are provided to facilitate removal and installation of the fuel cells and to gain access to tank drain valves. For access door and panel locations, see Figure 5-3.

SAFETY PRECAUTIONS

7. Safety precautions, as detailed in C-82-040-003/TS-001 and C-12-010-040/TR-014, shall be adhered to at all times.

VENT SYSTEM

GENERAL

8. The vent system provides venting of the fuel system under all operating conditions within the aircraft capability. Vent lines located at the top of the fuel cells interconnect the two aft and the two centre fuel cells with the forward fuel cell. The LH and RH aft fuel cells are interconnected by a transverse vent line which is connected to the main vent line and incorporates a spring-loaded check valve (see Figure 5-1). The forward fuel cell is vented to the atmosphere through the main vent line which extends rearwards and terminates at the vent mast on the undersurface of the fuselage at FS 333.60. This mast ensures a slight positive pressure in the vent system and fuel tank during normal operation. See C-12-114-000/MN-000 for vent mast installation and sealing procedures. Collector tank venting is provided by two lines leading from the top of the collector tank and connected into the main vent system. The collector tank forward and aft vent lines are connected to the forward and aft fuel cell vent lines respectively.

vidangé grâce au robinet de vidange principal monté dans le carter de la nourrice. Des robinets de vidange d'eau sont installés dans les réservoirs avant, central gauche et central droit.

5. La quantité de carburant est mesurée par le circuit de quantité carburant, constitué de sondes à capacité montées dans les réservoirs avant et central droit et reliées à un indicateur de quantité carburant dans le poste de pilotage. Un contacteur d'alarme de niveau bas carburant est monté dans le réservoir avant, et un voyant d'alarme sur le panneau annonciateur du poste de pilotage fournit une indication de niveau bas carburant. Une indication de pression basse carburant est aussi donnée par un voyant d'alarme situé sur le panneau annonciateur. Ce voyant est activé par un contacteur de pression basse relié au filtre carburant dans la conduite de refoulement carburant.

TRAPPES D'ACCÈS DES RÉSERVOIRS CARBURANT

6. Des trappes et panneaux d'accès facilitent la dépose et la pose des réservoirs carburant et permettent l'accès aux robinets de vidange des réservoirs. Pour l'emplacement des trappes et des panneaux d'accès, voir figure 5-3.

MESURES DE SÉCURITÉ

7. Les mesures de sécurité détaillées dans C-82-040-003/TS-001 et C-12-010-040/TR-014 doivent être observées en tout temps.

CIRCUIT DE MISE À L'AIR LIBRE

GÉNÉRALITÉS

8. Le circuit de mise à l'air libre assure la mise à l'air libre du circuit carburant dans toutes les conditions d'exploitation possibles de l'avion. Les conduites de mise à l'air libre, situées au sommet des réservoirs carburant, relient les deux réservoirs centraux et les deux réservoirs arrière au réservoir avant. Les réservoirs arrière gauche et droit sont reliés l'un à l'autre par une conduite transversale de mise à l'air libre, laquelle est reliée à la conduite principale de mise à l'air libre et comporte un clapet antiretour à ressort (voir figure 5-1). Le réservoir avant est mis à l'air libre par la conduite principale de mise à l'air libre, qui s'étend vers l'arrière jusqu'au mât de mise à l'air libre, sur la surface ventrale du fuselage à FS 333.60. Ce mât assure la mise en pression légèrement positive du circuit de mise à l'air libre et du réservoir carburant pendant le fonctionnement normal. Pour les méthodes de pose et d'étanchéisation du mât de mise à l'air libre, voir C-12-114-000/MN-000. La nourrice est mise à l'air

Gravity-operated check valves are installed in each line and close, in inverted or negative-G flight, to prevent loss of fuel through the vent system. An anti-siphon line connected to the main vent line through a spring-loaded check valve is vented overboard at FS 217.50.

9. Venting of the forward and centre cell cavities is provided by lines passing through grommets in the compartment and fuselage outer skin. Aft fuel cell cavities are vented through lines from the outer walls of the compartment and routed along the fuselage contour to vent to the atmosphere on the undersurface of the fuselage. The LH and RH rear vent lines are routed to a common bifurcated outlet, centrally located on the undersurface of the fuselage at FS 277.75. The outlet is positioned with the opening facing forward, so that a cooling stream of air is directed over the bulkhead separating the aft fuel cells and the engine compartment. This air is exhausted overboard through the aft-facing louvers located in the outer skin of the upper part of the fuselage. Interfuel cell compartment cavity venting is provided by holes drilled in the bulkheads separating the forward, centre and aft fuel cells.

INSTALLATION OF FUEL MAIN VENT LINES

10. When installing aft three tube assemblies of the fuel main vent line, see C-12-114-000/CF-374 and proceed as follows (see Figure 5-1):

a. Torque all flare nuts and bulkhead nuts to a value between 67.79 and 101.69 N•m (600 and 900 in•lb).

b. Safety by lockwiring all flare nuts to applicable unions and/or bulkhead nuts using 0.081 cm (0.032 in.) diameter Monel lockwire.

libre par deux conduites partant du sommet de la nourrice et se raccordant au circuit principal de mise à l'air libre. Les conduites avant et arrière de mise à l'air libre de la nourrice sont reliées aux conduites de mise à l'air libre des réservoirs avant et arrière respectivement. Des clapets antiretour à gravité, montés dans chacune des conduites, se ferment en situation de vol inversé ou d'accélération négative pour prévenir la perte de carburant via le circuit de mise à l'air libre. Un antisiphon, relié à la conduite principale de mise à l'air libre via un clapet antiretour à ressort, communique avec l'extérieur à FS 217.50.

9. Les cavités des réservoirs avant et centraux sont mises à l'air libre par des conduites traversant des passe-câbles dans le compartiment et dans le revêtement extérieur du fuselage. Les cavités des réservoirs arrière sont mises à l'air libre par des conduites partant des parois extérieures du compartiment et longeant le profil du fuselage pour communiquer avec l'extérieur sur la surface ventrale du fuselage. Les conduites de mise à l'air libre arrière gauche et droite se terminent à un orifice commun à deux branches, à position centrale, sur la surface ventrale du fuselage à FS 277.75. L'orifice est positionné avec l'ouverture vers l'avant, de sorte qu'un courant d'air de refroidissement passe par dessus la cloison qui sépare les réservoirs arrière et le compartiment réacteur. Cet air est évacué par des persiennes orientées vers l'arrière et incorporées au revêtement extérieur dans la partie supérieure du fuselage. La mise à l'air libre des cavités d'intercommunication des réservoirs est assurée par des orifices percés dans les cloisons séparant les réservoirs avant, centraux et arrière.

POSE DES CONDUITES DE MISE À L'AIR LIBRE CARBURANT

10. Pour la pose des trois tuyaux arrière de la conduite principale de mise à l'air libre carburant, voir C-12-114-000/CF-374 et procéder comme suit (voir figure 5-1) :

a. Serrer tous les écrous à évasement et les écrous de cloison entre 67.79 et 101.69 N•m (600 et 900 po•lb).

b. Freiner tous les écrous à évasement sur les raccords union ou sur les écrous de cloison, selon le cas, avec du fil en Monel de 0.081 cm (0.032 po) de diamètre.

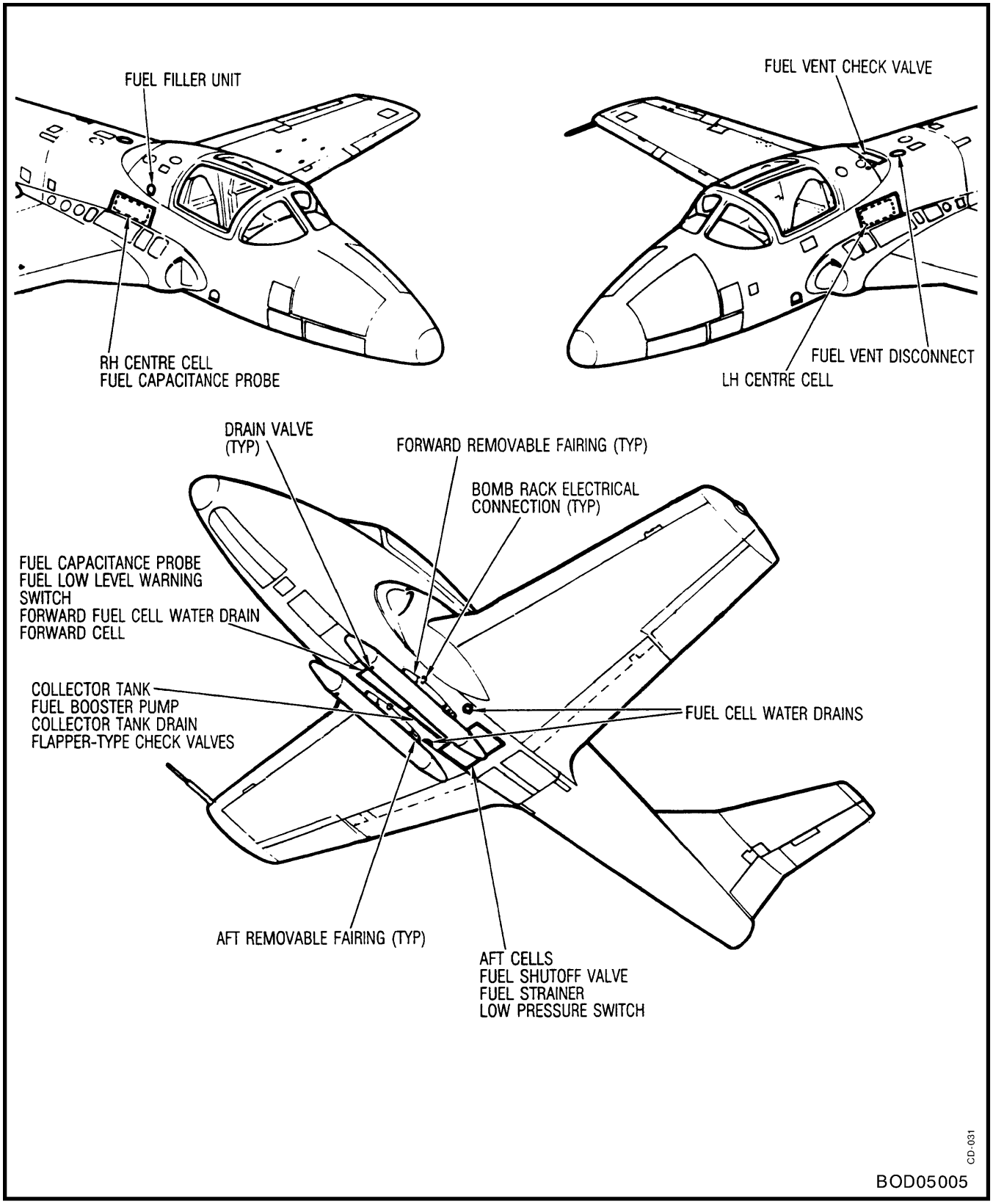


Figure 5-3 Fuel System Access Doors

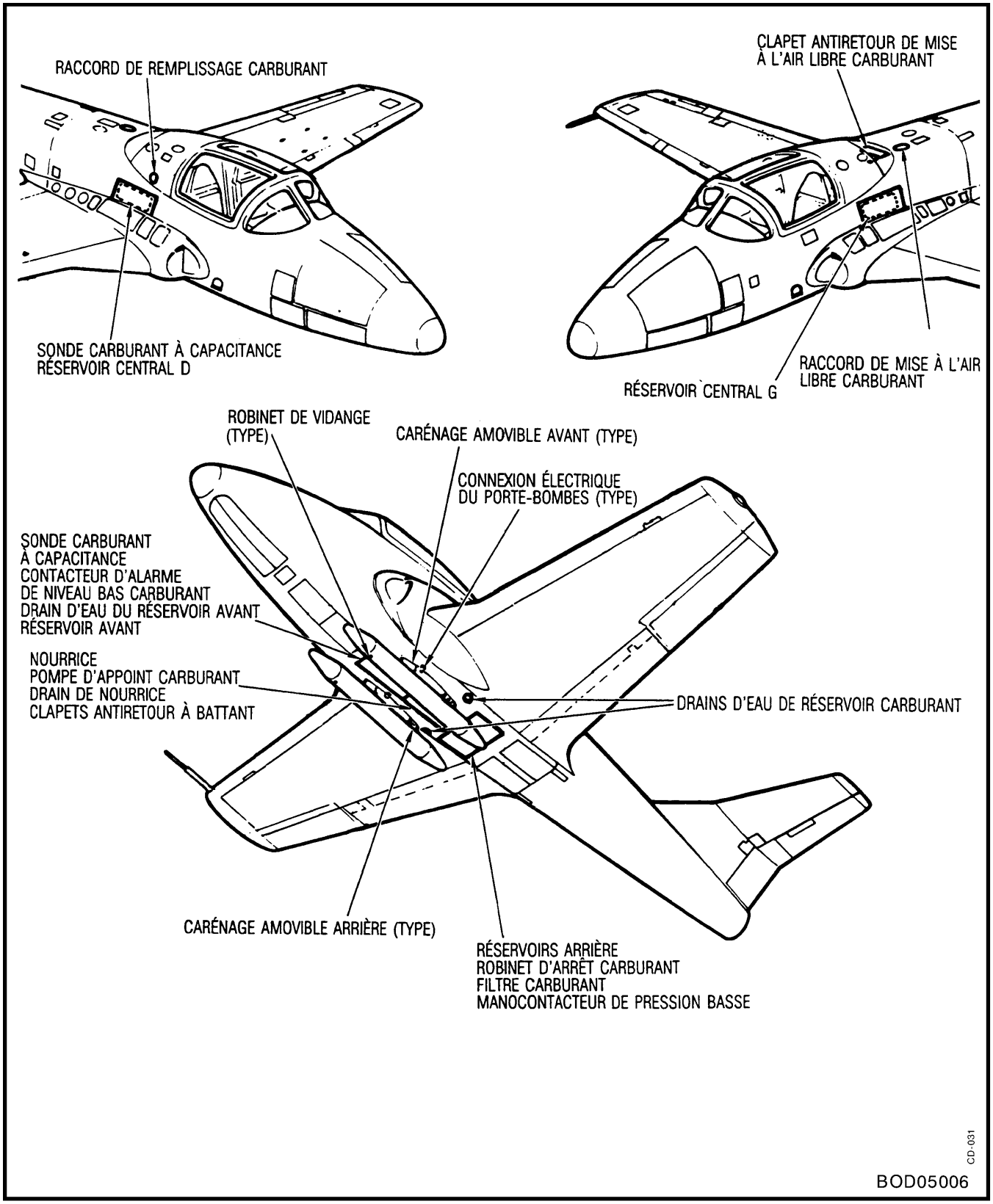


Figure 5-3 Trappes d'accès du circuit carburant

REMOVAL
OF FUEL SYSTEM VENT CHECK VALVES

11. To remove the fuel system vent check valves, proceed as follows:

a. Gain access to unserviceable check valve by removing appropriate access panel (see Figure 5-3).

b. Disconnect couplings at each end of check valve.

c. Remove check valve (and O-rings where fitted) from vent line.

FUNCTIONAL TESTS OF VENT
CHECK VALVES (COLLECTOR TANK VENT LINES)

12. To carry out a functional test of the collector tank vent check valves, proceed as follows:

a. Hold valve in the vertical position with arrow pointing up.

b. Rotate valve counter-clockwise and ensure that the valve plunger clicks easily to the closed position at 115 degrees from the vertical.

c. Continue to rotate the valve counter-clockwise and ensure that the valve plunger clicks easily to the open position at 30 degrees above the horizontal.

INSTALLATION
OF FUEL SYSTEM VENT CHECK VALVES

13. To install the fuel system vent check valves, reverse the removal procedure. Install new O-rings where necessary. Ensure that arrow on valve points in correct direction of flow, i.e., red band on vent line is adjacent to red band on check valve.

DÉPOSE DES CLAPETS ANTIRETOUR
DE MISE À L'AIR LIBRE DU CIRCUIT CARBURANT

11. Pour déposer les clapets antiretour de mise à l'air libre du circuit carburant, procéder comme suit :

a. Accéder au clapet antiretour hors d'état en déposant le panneau d'accès approprié (voir figure 5-3).

b. Débrancher les raccords à chaque extrémité du clapet antiretour.

c. Déposer le clapet antiretour (et les joints toriques le cas échéant) sur la conduite de mise à l'air libre.

ESSAIS DE FONCTIONNEMENT
DES CLAPETS ANTIRETOUR DE
MISE À L'AIR LIBRE (CONDUITES
DE MISE À L'AIR LIBRE DE LA NOURRICE)

12. Pour effectuer un essai de fonctionnement des clapets antiretour de mise à l'air libre de la nourrice, procéder comme suit :

a. Maintenir le clapet à la verticale avec la flèche pointée vers le haut.

b. Tourner le clapet dans le sens antihoraire et s'assurer que son plongeur s'encliquète facilement en position fermée, à 115 degrés de la verticale.

c. Continuer à tourner le clapet dans le sens antihoraire et s'assurer que son plongeur s'encliquète facilement en position ouverte, à 30 degrés au delà de l'horizontale.

POSE DES CLAPETS ANTIRETOUR DE
MISE À L'AIR LIBRE DU CIRCUIT CARBURANT

13. Pour poser les clapets antiretour de mise à l'air libre du circuit carburant, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Poser des joints toriques neufs si nécessaire. S'assurer que la flèche sur le clapet pointe dans le bon sens de l'écoulement, c'est-à-dire que la bande rouge sur la conduite de mise à l'air libre est adjacente à la bande rouge sur le clapet antiretour.

NOTE

The anti-siphon check valve and the check valve in the line between the aft fuel cells transverse vent line and the main vent line, Part Nos. MS28885-4 and MS28885-20, shall be installed with the hinge at the top of the valve. The word HINGE is marked on the valve.

NOTA

Le clapet antiretour de l'antisiphon et le clapet antiretour dans la conduite reliant la conduite transversale et la conduite principale de mise à l'air libre des réservoirs arrière, n^{os} de pièce MS28885-4 et MS28885-20, doivent être posés avec la charnière au sommet du clapet. Le mot HINGE est inscrit sur le clapet.

FUELLING AND DEFUELLING SYSTEM

CIRCUIT D'AVITAILLEMENT ET REPRISE

GENERAL

14. Fuelling of the aircraft is accomplished through a single filler unit located on the top starboard side of the fuselage and connected into the RH centre fuel cell. The tank is gravity-filled with aviation turbine fuel (see Figure 1-2, Item 9) and has a total capacity of 1184.2 litres (260.5 imp gal [312.85 US gal]), of which approximately 1172.9 litres (258 imp gal [309.85 US gal]) are usable.

GÉNÉRALITÉS

14. L'avion est avitaillé via un raccord de remplissage unique situé du côté droit au sommet du fuselage et relié au réservoir carburant central droit. Le réservoir est rempli par gravité avec du carburant de type turbine aviation (voir figure 1-2, article 9) et a une capacité totale de 1184.2 litres (260.5 gal imp [312.85 gal US]), dont environ 1172.9 litres (258 gal imp [309.85 gal US]) sont utilisables.

NOTE

For alternate types of fuel which can be used with the J85-CAN-40 engine, see C-12-114-000/MF-001.

NOTA

Pour les autres types de carburant pouvant être utilisés avec le réacteur J85-CAN-40, voir C-12-114-000/MF-001.

15. A scupper and overboard drain is provided to drain excess fuel to the atmosphere. The system is defuelled through the main drain valve in the collector tank sump and through the fuel cell drain valves in the forward and LH and RH centre fuel cells. More rapid defuelling can be accomplished by disconnecting the quick-disconnect coupling in the fuel delivery line to the engine and pressure-defuelling the system by operating the fuel booster pump. For further information on the fuelling and defuelling of the aircraft, see C-12-114-000/MF-001.

15. Un dalot et un drain d'évacuation permettent de vidanger l'excédent de carburant jusqu'à l'extérieur. La reprise carburant s'effectue via le robinet de vidange principal, situé dans le carter de la nourrice, et via les robinets de vidange situés dans les réservoirs avant et centraux gauche et droit. Pour accélérer la reprise, on peut débrancher le raccord rapide situé dans la conduite de refoulement carburant du réacteur et faire la reprise sous pression en utilisant la pompe de gavage carburant. Pour plus de renseignements sur l'avitaillement et la reprise carburant de l'avion, voir C-12-114-000/MF-001.

FUEL SYSTEM COMPONENT LOCATIONS

16. For the location of the fuel system components, see Figure 5-4.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS DU CIRCUIT CARBURANT

16. Pour l'emplacement des éléments du circuit carburant, voir figure 5-4.

Component Élément	Location Emplacement
Fuel Tank Circuit réservoir carburant	Between FS 217.50 and FS 276.75 Entre FS 217.50 et FS 276.75
Filler Tank Unit Raccord de remplissage	Top of fuselage, immediately above RH centre fuel cell Sommet du fuselage, juste au dessus du réservoir central droit
Fuel Booster Pump Pompe de gavage carburant	Bottom of collector tank Fond de la nourrice
Shut-off Valve Robinet d'arrêt	Attached to fuel strainer forward of bulkhead at FS 277.75 Fixé au filtre carburant, en avant de la cloison à FS 277.75
Fuel Strainer Filtre carburant	On bracket attached to bulkhead at FS 277.75 aft of fuel shut-off valve on left-hand side of aircraft Sur la ferrure fixée à la cloison à FS 277.75, derrière le robinet d'arrêt carburant sur le côté gauche de l'avion
Check Valves (5) Clapets antiretour (5)	Three in collector tank interconnectors from forward and LH and RH centre fuel cells One in vent line from LH and RH aft fuel cells transverse vent line to main vent line One in anti-siphon line Trois dans les interconnecteurs nourrice des réservoirs avant, central gauche et central droit Un dans la conduite de mise à l'air libre reliant la conduite transversale des réservoirs arrière gauche et droit à la conduite principale de mise à l'air libre Un dans l'antisiphon
Gravity-operated Check Valves (2) Clapets antiretour à gravité (2)	In collector tank vent lines Dans les conduites de mise à l'air libre de la nourrice

Figure 5-4 (Sheet 1 of 2) Fuel System Component Locations
Figure 5-4 (feuille 1 de 2) Emplacement des éléments du circuit carburant

Component Élément	Location Emplacement
Collector Tank Nourrice	In lower fuselage aft of forward fuel cell and between LH and RH centre fuel cells Dans la partie inférieure du fuselage, en arrière du réservoir avant et entre les réservoirs centraux gauche et droit
Fuel Low-pressure Switch Contacteur de pression basse carburant	On bracket attached to bulkhead at FS 277.75 adjacent to fuel strainer Sur la ferrure fixée à la cloison à FS 277.75, à côté du filtre carburant
Capacitance Probes (2) Sondes à capacité (2)	One in forward fuel cell on left-hand side One in RH centre cell (compensating-type RH cell only) Une dans le réservoir avant sur le côté gauche Une dans le réservoir central droit (type à compensation pour réservoir droit seulement)
Fuel Low-level Warning Switch Contacteur d'alarme de niveau bas carburant	Attached to adapter mounted on inside face of forward fuel cell access panel Fixé à l'adaptateur monté sur la face intérieure du panneau d'accès du réservoir avant
Low-Fuel Time-delay Relay Relais temporisé de niveau bas carburant	Attached to bracket mounted inside and at the rear of co-pilot RH console Fixé à la ferrure montée à l'intérieur et à l'arrière de la console droite (copilote)
Drain Valves (5) Robinets de vidange (5)	One in forward and each centre fuel cell (3) One in collector tank sump drain fitting at fuel strainer Un dans chacun des réservoirs avant, central gauche et central droit (3) Un dans le carter de la nourrice raccord de drain au filtre carburant
Fuel Delivery Line Conduite de refoulement carburant	Extending from collector tank to bulkhead at FS 277.75 De la nourrice à la cloison à FS 277.75

Figure 5-4 (Sheet 2 of 2) Fuel System Component Locations
Figure 5-4 (feuille 2 de 2) Emplacement des éléments du circuit carburant

FUEL SYSTEM DRAIN VALVES

17. Fuel drain valves are fitted to the forward and centre fuel cells. The valves are spring-loaded to the closed position and are opened by pushing upwards on the butterfly-type handle and turning the handle in a counter-clockwise direction. The valve will snap back to the closed position when the handle is moved in the reverse direction and released. A flush-type main drain valve is located in the fuel collector tank sump. It is opened by pushing upwards on the inside stem of the valve and closed by pushing upwards on the outer release sleeve. Access to the valves is through panels located on the undersurface of the centre fuselage (see Figure 5-3). The fuel strainer is drained through a plug located in the strainer sump.

FUEL BOOSTER PUMP

18. **General.** The fuel system is equipped with a single dc motor-driven booster pump mounted in the bottom of the fuel collector tank. The pump consists of two units, the pump body and the motor assembly. The pump houses two screened inlet ports for normal and inverted operation, an outlet port, an impeller, a pump drain and a pump vent. The pump also incorporates a screened inlet bypass valve which only functions when the inlet port is completely blocked or when the pump is idle. The motor assembly consists of a rotor shaft assembly and a stator assembly. The motor cover contains a bearing for the upper end of the rotor shaft. The motor operates on a 28 Vdc power supply and is designed for continuous duty. Access to the pump is through a panel located on the undersurface of the centre fuselage between FS 235.70 and FS 258.00. For further information on the booster pump, see C-13-975-000/MS-000.

19. **Operation.** The booster pump delivers fuel to the engine fuel system via an electrically operated fuel shut-off valve and a fuel strainer. The pumping action is obtained by the rotation of the centrifugal-type impeller driven by the motor assembly. Fuel drawn in at the inlet port by this centrifugal action is forced out of the discharge port under pressure.

20. **Control.** The booster pump is controlled by the ENG MASTER switch. By selecting the MASTER switch to ON, the fuel shut-off valve is opened and the fuel booster pump is energized. Selection of the switch to OFF closes the shut-off valve and de-energizes the pump.

ROBINETS DE VIDANGE DU CIRCUIT CARBURANT

17. Les robinets de vidange carburant sont montés sur les réservoirs avant et centraux. Ils sont munis de ressorts qui les rappellent en position fermée, et ils s'ouvrent lorsqu'on pousse la poignée de type papillon vers le haut en la tournant dans le sens antihoraire. Le robinet retourne en position fermée quand on ramène la poignée en sens inverse et qu'on la relâche. Un robinet de vidange principal de type noyé est monté dans le carter de la nourrice. On l'ouvre en poussant la tige intérieure vers le haut, et on le ferme en poussant le manchon de détente extérieur vers le haut. On accède aux robinets par des panneaux situés sur la surface ventrale du fuselage central (voir figure 5-3). Le filtre carburant est vidangé via un bouchon situé dans le carter du filtre.

POMPE DE GAVAGE CARBURANT

18. **Généralités**. Le circuit carburant comprend une pompe de gavage unique, entraînée par un moteur électrique c.c. et montée au fond de la nourrice. La pompe comprend deux dispositifs, soit le corps et le moteur. Elle abrite deux orifices d'entrée à filtre pour le fonctionnement normal ou inversé, un orifice de sortie, une roue, un drain et une mise à l'air libre. La pompe comprend également une soupape de dérivation à filtre, qui fonctionne uniquement quand l'orifice d'entrée est complètement bloqué ou quand la pompe tourne au ralenti. Le moteur comprend un arbre de rotor et un stator. Le couvercle du moteur loge un palier pour l'extrémité supérieure de l'arbre du rotor. Le moteur est conçu pour fonctionnement en continu à partir d'une source de 28 V c.c. On accède à la pompe par un panneau situé sur la surface ventrale du fuselage central, entre FS 235.70 et FS 258.00. Pour plus de renseignements sur la pompe de gavage, voir C-13-975-000/MS-000.

19. **Fonctionnement**. La pompe de gavage refoule le carburant au circuit carburant réacteur via un robinet d'arrêt carburant actionné électriquement et un filtre carburant. Le pompage se fait par la rotation d'une roue centrifuge entraînée par le moteur. Le carburant aspiré dans l'orifice d'entrée par l'action centrifuge est expulsé sous pression à l'orifice de décharge.

20. **Commande**. La pompe de gavage est commandée par l'interrupteur ENG MASTER. Lorsqu'on met l'interrupteur MASTER sur ON, le robinet d'arrêt carburant s'ouvre et la pompe de gavage est mise sous tension. Lorsque l'interrupteur est mis sur OFF, le robinet d'arrêt se ferme et met la pompe hors tension.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FUEL BOOSTER PUMP

21. **Removal of Fuel Booster Pump.** To remove the fuel booster pump, proceed as follows:

a. Drain fuel system (see C-12-114-000/MF-001).

b. Pull out circuit-breaker marked BOOST PUMP on circuit-breaker panel located on cockpit centre console.

c. Gain access to pump through panel on underside of fuselage (see Figure 5-3).

d. Remove pump vent line assembly by disconnecting line at pump and from grommet in fuselage skin at right-hand side of fuselage trough.

e. Disconnect pump electrical connector.

f. Break lockwire and remove 12 bolts and washers securing pump to collector tank flange and withdraw pump from tank. Remove pump flange O-ring seal and discard. Cover hole in collector tank with a blanking plate.

NOTE

The discharge port of the booster pump is located in the fuel delivery line installed in the collector tank and the connection sealed by two O-rings in the grooves on the discharge port. A strong even pull shall therefore be applied when withdrawing the pump from the tank to disconnect the port from the fuel delivery line.

22. **Installation of Fuel Booster Pump.** To install the fuel booster pump, reverse the removal procedure. Fit two new O-rings to booster pump discharge port (see Figure 5-5, Detail D) and new O-ring seal (2030-015) to pump flange. If new booster pump is to be installed, discard flange gasket supplied with the pump by manufacturer and install new O-ring seal (2030-015) on pump flange. Torque all attachment bolts to a value between 2.824 and 5.65 N•m (25 and 50 in•lb) and lockwire.

DÉPOSE ET POSE DE LA POMPE DE GAVAGE CARBURANT

21. **Dépose de la pompe de gavage carburant**. Pour déposer la pompe de gavage carburant, procéder comme suit :

a. Vidanger le circuit carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Désenclencher le disjoncteur BOOST PUMP situé sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande du poste de pilotage.

c. Accéder à la pompe par le panneau sur la surface ventrale du fuselage (voir figure 5-3).

d. Déposer la conduite de mise à l'air libre de la pompe en débranchant la conduite sur la pompe et au passe-câble dans le revêtement du fuselage, sur le côté droit du chemin de câbles.

e. Débrancher le connecteur électrique de la pompe.

f. Briser le fil à freiner et enlever les 12 boulons et rondelles fixant la pompe à la bride de la nourrice, puis retirer la pompe du réservoir. Enlever le joint torique de la bride de la pompe et le mettre au rebut. Couvrir le trou dans la nourrice avec une plaque d'obturation.

NOTA

L'orifice de décharge de la pompe de gavage est situé dans la conduite de refoulement carburant montée dans la nourrice, et la connexion est scellée par deux joints toriques dans les rainures de l'orifice de décharge. Par conséquent, il faut exercer une force de traction importante et uniforme lorsqu'on retire la pompe de la nourrice pour détacher l'orifice de la conduite de refoulement carburant.

22. **Pose de la pompe de gavage carburant.** Pour poser la pompe de gavage carburant, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Poser deux joints toriques neufs sur l'orifice de décharge de la pompe de gavage (voir figure 5-5, détail D) et un joint torique neuf (2030-015) sur la bride de la pompe. S'il faut poser une pompe de gavage neuve, mettre au rebut le joint plat à rebord, fourni avec la pompe par le fabricant, et poser un joint torique neuf (2030-015) sur la bride de la pompe. Serrer tous les boulons de fixation entre 2.824 et 5.65 N•m (25 et 50 po•lb) et freiner au fil.

NOTE

Do not fit washer under bolt head where bonding clip is installed.

NOTA

Ne pas mettre de rondelle sous la tête du boulon lorsqu'on pose une attache de métallisation.

INSTALLATION OF FUEL BOOST PUMP CIRCUIT- BREAKER

23. The FUEL BOOST PUMP circuit-breaker button on the centre console circuit-breaker panel is painted white. When installing a replacement for this circuit-breaker, clean the button to remove any dirt or oil, and roughen the area to be painted using fine abrasive paper. Apply white enamel paint, Part No. 1GP88D to the button, leaving the amperage rating figure unpainted and legible.

POSE DU DISJONCTEUR FUEL BOOST PUMP

23. Le bouton du disjoncteur FUEL BOOST PUMP, situé sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande, est peint en blanc. Lors de la pose d'un disjoncteur de rechange, nettoyer le bouton pour en enlever toute trace de saleté ou d'huile, et dépolir la partie à peindre avec du papier abrasif fin. Appliquer de la peinture émail blanche, n° de pièce 1GP88D, sur le bouton, en laissant l'indication de courant nominal non peinte et lisible.

FUEL COLLECTOR TANK

24. The fuel collector tank is located between the LH and RH centre fuel cells, immediately aft of the forward fuel cell in the lower part of the centre fuselage (see Figure 5-5). Access to the collector tank is through an access panel located between FS 237.50 and FS 258.00 on the underside of the fuselage (see Figure 5-3). The tank is made from welded aluminum-alloy sheet with flanges and connectors welded to the outer skin to provide attachments for tank vent lines, fuel inlet and outlet lines, fuel booster pump and tank drain. The vent line connections are located on the upper portion of the forward and rear faces of the tank, while two connectors located on each side of the tank and a third connector positioned on the forward face provide fuel inlet ports for the LH and RH centre fuel cells and forward fuel cell respectively. Each connector incorporates an inwardly venting flap valve located inside the tank. Provision for installation of the fuel booster pump is provided by a flange located in the bottom of the tank adjacent to the tank sump and drain valve attachment.

NOURRICE

24. La nourrice est située entre les réservoirs centraux gauche et droit, juste derrière le réservoir avant, dans la partie inférieure du fuselage central (voir figure 5-5). On accède à la nourrice par un panneau d'accès situé entre FS 237.50 et FS 258.00 sur la surface ventrale du fuselage (voir figure 5-3). La nourrice, en tôle d'alliage d'aluminium soudée, comporte des brides et des raccords soudés sur le revêtement extérieur pour permettre la fixation des conduites de mise à l'air libre, des conduites d'arrivée et de sortie du carburant, de la pompe de gavage carburant et du drain du réservoir. Les raccords des conduites de mise à l'air libre sont situés sur la partie supérieure des faces avant et arrière de la nourrice, alors que deux raccords de chaque côté de la nourrice et un troisième sur la face avant assurent la fixation des orifices d'entrée carburant pour les réservoirs centraux gauche et droit et le réservoir avant respectivement. Chaque raccord comprend un clapet de mise à l'air libre avec battant orienté vers l'intérieur dans la nourrice. La pompe de gavage se fixe grâce à une bride située dans le fond de la nourrice, à côté du carter de la nourrice et du raccord de fixation du robinet de vidange.

25. The fuel outlet connection is located on the aft face of the tank. A fuel delivery line is located inside the tank and connects the booster pump discharge port with the fuel outlet connection. A portion of the outlet connection extends inside the tank and is grooved to house two O-rings which act as a seal between the connector and the end of the fuel delivery line. The pump end of the fuel delivery line is attached to a bracket mounted on the booster pump tank flange and secured by an Adel clip. The end of

25. Le raccord de sortie carburant est situé sur la face arrière de la nourrice. Une conduite de refoulement carburant est montée à l'intérieur de la nourrice et relie l'orifice de décharge de la pompe de gavage au raccord de sortie carburant. Une partie du raccord de sortie s'étend à l'intérieur de la nourrice et est rainurée pour loger deux joints toriques qui servent de joint d'étanchéité entre le raccord et l'extrémité de la conduite de refoulement carburant. L'extrémité côté pompe de la conduite de refoulement carburant

the delivery line is belled at this point to facilitate entry of the pump discharge port into the delivery line during installation of the pump. A small tab welded to the front face of the tank provides a connection for electrical bonding.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FUEL COLLECTOR TANK

26. **Removal of Fuel Collector Tank.** Proceed as follows (see Figure 5-5):

a. Remove aileron control rod, and air conditioning ducting if required, to obtain unobstructed access to tank.

b. Disconnect the following vent and fuel lines from the collector tank:

(1) Forward and rear vent lines.

(2) Three clamps on interconnectors to LH and RH centre and forward fuel cells.

(3) Fuel delivery line on aft face of collector tank.

c. Disconnect bonding wire at forward end of tank.

d. Disconnect booster pump electrical connector.

e. Disconnect two strap tee bolts and remove tank.

CAUTION

Before installing collector tank, inspect all internal tank hardware (three check valves, bracket, standpipe and clip) for correct installation and serviceability.

27. **Installation of Fuel Collector Tank.** To install the fuel collector tank, reverse the removal procedure (see Figure 5-5). Fit new O-rings at cell connectors (see Figure 5-5, Detail A). Torque connector clamps to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb) and strap tee bolts to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb) plus running torque.

est raccordée à une ferrure montée sur la bride de la pompe de gavage et fixée par une attache Adel. À cet endroit, l'extrémité de la conduite de refoulement est évasée pour faciliter l'insertion de l'orifice de décharge de la pompe dans la conduite de refoulement lors de la pose de la pompe. Une petite patte soudée sur la face avant de la nourrice sert de point de connexion pour la métallisation.

DÉPOSE ET POSE DE LA NOURRICE

26. **Dépose de la nourrice**. Procéder comme suit (voir figure 5-5) :

a. Déposer la tringle de commande des ailerons, ainsi que les conduites de conditionnement d'air au besoin, pour accéder librement à la nourrice.

b. Débrancher les conduites de mise à l'air libre et de carburant suivantes sur la nourrice :

(1) Conduites de mise à l'air libre avant et arrière.

(2) Trois colliers sur les interconnecteurs des réservoirs carburant central gauche, central droit et avant.

(3) Conduite de refoulement carburant sur la face arrière de la nourrice.

c. Débrancher le fil de métallisation à l'extrémité avant de la nourrice.

d. Débrancher le connecteur électrique de la pompe de gavage.

e. Débrancher les deux écrous en T de la sangle et enlever le réservoir.

ATTENTION

Avant de poser la nourrice, inspecter toute sa quincaillerie interne (trois clapets antiretour, ferrure, conduite verticale et attache) pour s'assurer qu'elle est bien posée et en bon état.

27. **Pose de la nourrice**. Pour poser la nourrice, suivre la méthode de dépose en sens inverse (voir figure 5). Poser des joints toriques neufs sur les raccords de réservoir (voir figure 5-5, détail A). Serrer les colliers des raccords entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb) et les boulons en T de sangle entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb) plus le couple de frottement.

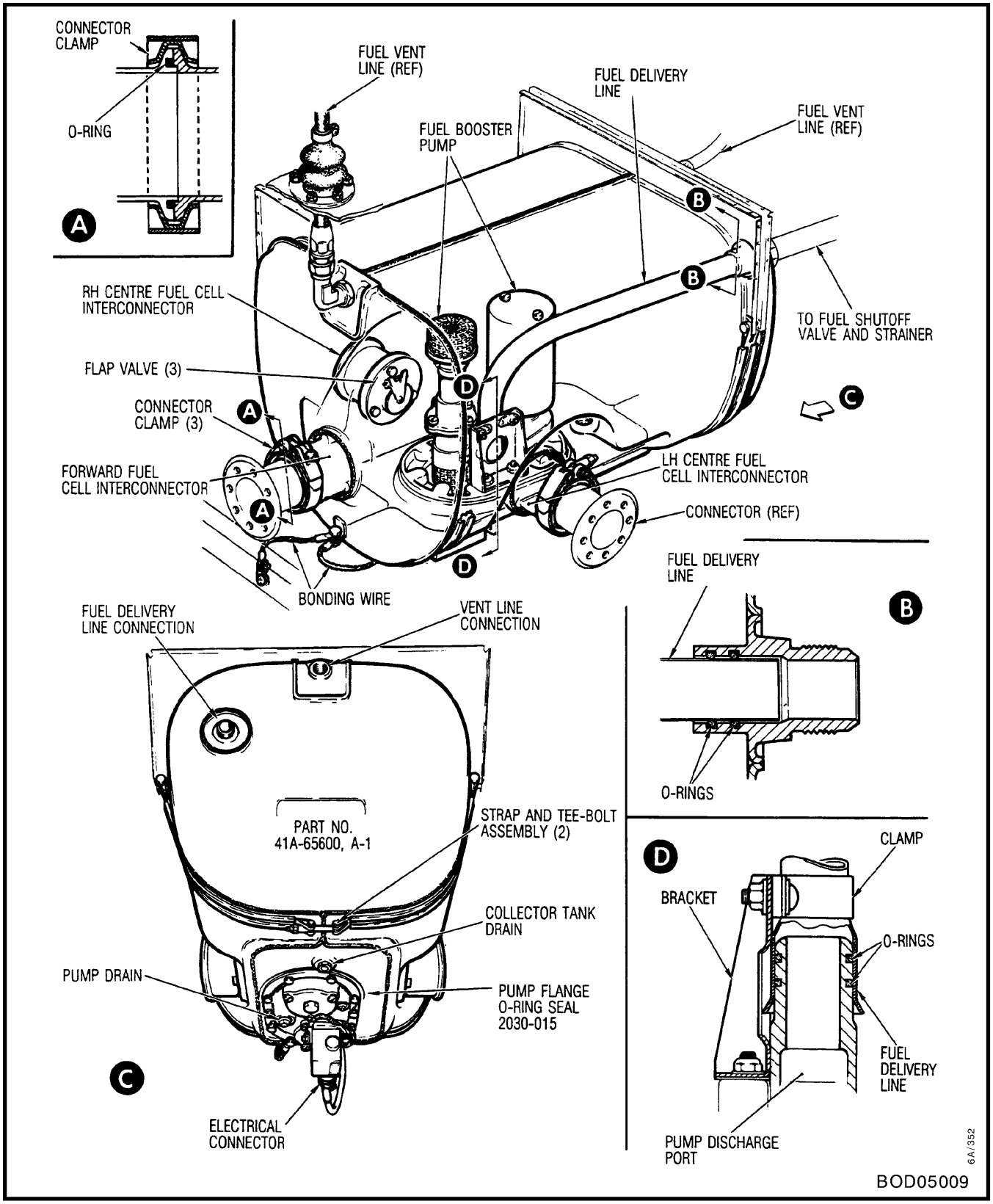


Figure 5-5 Fuel Collector Tank

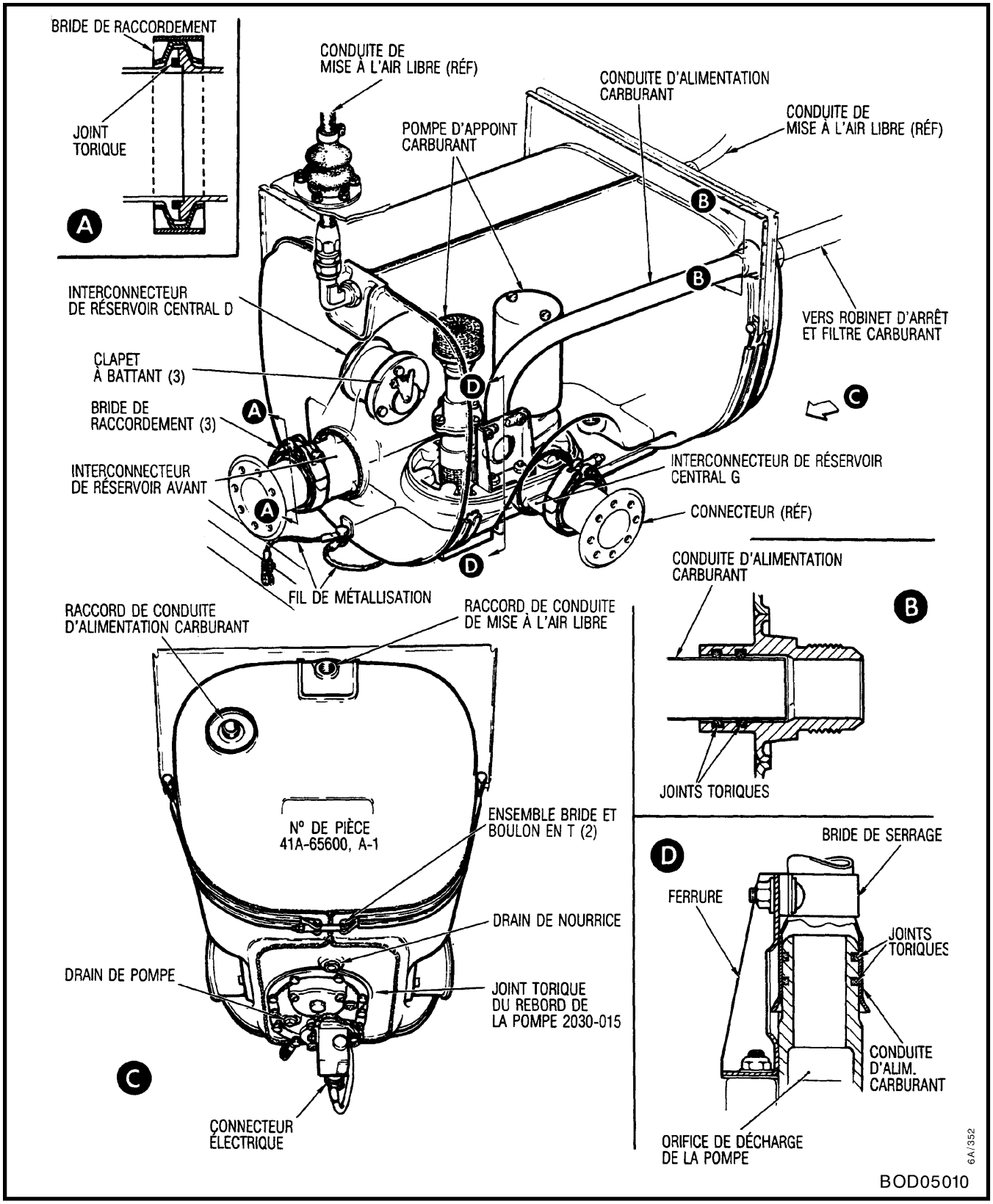


Figure 5-5 Nourrice

NOTES

1. Running torque is defined as the average torque developed in positioning the bolt at least one full thread through the nut prior to tightening the nut. The torque value for each nut consists of the specified torque value added to the running torque.

2. See modification EO 05-195A-6A/352 prior to installation of the forward vent line.

NOTA

1. Le couple de frottement est défini comme le couple moyen développé par l'engagement d'au moins un filet complet du boulon dans l'écrou avant le serrage de ce dernier. La valeur du couple de serrage pour chaque écrou comprend le couple de serrage spécifiéplus le couple de frottement.

2. Voir la modification EO 05-195A-6A/352 avant de poser la conduite de mise à l'air libre avant.

FUEL STRAINER

28. The fuel strainer is a filter consisting of a 200 by 200 mesh element housed within the strainer body, located in the main fuel delivery line downstream of the fuel shut-off valve. Rated flow through the strainer is 1633 kg (3600 lb) per hour at a temperature of 15.5 to 32.2 degrees C (60 to 90 degrees F). Bosses integral with the main body of the strainer provide ports for fuel inlet and outlet, a fuel low-pressure sensor and the strainer mounting. The drain port is integral with the strainer sump which can be removed to gain access to the filter element. The holes in the mounting plate are slotted to enable the strainer to be correctly positioned in the fuel line. A bypass valve is incorporated in the strainer and provides an alternative route for the fuel in the event of strainer blockage. An external bypass-valve indicating button, protruding from the top of the strainer, shows whether or not the valve has opened. If operation of the valve is indicated, the strainer element shall be removed and inspected for cleanliness. After replacement of the element, the button shall be manually reset by pressing it down flush with the strainer body.

FILTRE CARBURANT

28. Le filtre carburant comprend un élément filtrant, de maille 200 sur 200, logé dans un corps lui-même monté dans la conduite principale de refoulement carburant en aval du robinet d'arrêt carburant. Le débit nominal de traversée du filtre est de 1633 kg (3600 lb) par heure, à une température entre 15.5 et 32.2 degrés C (60 et 90 degrés F). Les bossages intégrés au corps principal du filtre comportent des orifices d'entrée et de sortie carburant, un capteur de pression basse carburant et le dispositif de fixation du filtre. L'orifice de vidange est intégré au carter du filtre, qui peut être déposé pour permettre l'accès à l'élément filtrant. Les trous dans la plaque de montage sont fendus pour permettre le positionnement adéquat du filtre dans la conduite carburant. Un clapet de dérivation est incorporé au filtre et fournit une autre voie de passage au carburant en cas d'obturation du filtre. Un bouton indicateur, externe au clapet de dérivation et faisant saillie au sommet du filtre, indique si le clapet s'est ouvert ou non. S'il y a indication que le clapet a fonctionné, déposer l'élément filtrant et l'inspecter pour en vérifier la propreté. Une fois l'élément filtrant remplacé, réarmer manuellement le bouton en l'enfonçant pour qu'il soit affleurant avec le corps du filtre.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FUEL STRAINER

29. **Removal of Fuel Strainer.** To remove the fuel strainer, proceed as follows:

a. Drain fuel system (see C-12-114-000/MF-001).

DÉPOSE ET POSE DU FILTRE CARBURANT

29. **Dépose du filtre carburant**. Pour déposer le filtre carburant, procéder comme suit :

a. Vidanger le circuit carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Gain access to fuel strainer through access door on underside of fuselage between FS 260.00 and FS 276.00 (see Figure 5-3).

c. Drain fuel strainer.

d. Break lockwire and remove four bolts securing strainer inlet to the fuel shut-off valve.

e. Remove four screws and nuts securing outlet to quick-disconnect.

f. Disconnect fuel low-pressure sensing line to fuel low-pressure switch.

g. Remove four bolts attaching strainer to support bracket and remove strainer.

NOTE

Raise strainer slightly before removing to withdraw drain line from grommet located in fuselage outer skin.

30. **Installation of Fuel Strainer.** To install the fuel strainer, reverse the removal procedure. Install new O-rings at strainer inlet and outlet connections. Torque strainer inlet bolts to a value between 2.26 and 2.82 N•m (20 and 25 in•lb) and strainer outlet screws to a value between 2.82 and 3.95 N•m (25 and 35 in•lb). Lockwire strainer inlet bolts with MS20995C41 wire.

REMOVAL AND INSTALLATION OF STRAINER ELEMENT

31. **Removal of Strainer Element.** To remove the strainer element, proceed as follows:

a. Ensure that fuel shut-off valve is in the closed position.

b. Drain strainer.

b. Accéder au filtre carburant par la trappe d'accès sur la surface ventrale du fuselage, entre FS 260.00 et FS 276.00 (voir figure 5-3).

c. Vidanger le filtre carburant.

d. Briser le fil à freiner et enlever les quatre boulons fixant l'entrée du filtre au robinet d'arrêt carburant.

e. Enlever les quatre vis et écrous fixant la sortie au raccord rapide.

f. Débrancher la conduite de détection de pression basse carburant sur le contacteur de pression basse carburant.

g. Enlever les quatre boulons fixant le filtre à la ferrure de support et déposer le filtre.

NOTA

Soulever le filtre légèrement avant de le déposer, pour retirer la conduite de vidange du passe-câble situé dans le revêtement extérieur du fuselage.

30. **Pose du filtre carburant.** Pour poser le filtre carburant, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Poser des joints toriques neufs aux raccords d'entrée et de sortie du filtre. Serrer les boulons à l'entrée du filtre entre 2.26 et 2.82 N•m (20 et 25 po•lb) et les vis à la sortie du filtre entre 2.82 et 3.95 N•m (25 et 35 po•lb). Freiner les boulons à l'entrée du filtre avec du fil MS20995C41.

DÉPOSE ET POSE DE L'ÉLÉMENT FILTRANT

31. **Dépose de l'élément filtrant.** Pour déposer l'élément filtrant, procéder comme suit :

a. S'assurer que le robinet d'arrêt carburant est fermé.

b. Vidanger le filtre.

c. Break lockwire and unscrew sump bowl from strainer body.

d. Remove strainer element complete with spring and O-rings.

32. **Cleaning of Strainer Element.** To clean the strainer element, use cleaner fluid (see Figure 1-2, Item 7) and thoroughly dry, using low-pressure filtered air before installing in strainer bowl.

33. **Installation of Strainer Element.** To install the strainer element, reverse the removal procedure. Install new O-rings as required. Hand-tighten filter bowl and lockwire.

FUEL SHUT-OFF VALVE

34. The fuel shut-off valve is located in the main fuel delivery line downstream of the booster pump, immediately forward of and attached to the fuel strainer. The valve is a two-position electrically operated gate valve, the function of which is to isolate the aircraft fuel system from the engine during an emergency such as a fire and/or crash. The valve incorporates a manual override, a thermal relief valve and an indicator, marked OPEN and CLOSED, which gives external indication of the valve position. The motor is a reversible-type, designed for intermittent operation from a 28 Vdc power supply, and is controlled by the ENG MASTER switch. With the ENG MASTER switch in the ON position, the valve is open. With the switch in the OFF position, the valve is closed. Operation of the ENG MASTER switch will position the valve to the indicated switch position irrespective of the previous manual override setting. For further information on the fuel shut-off valve, see C-13-D51-000/MS-000.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FUEL SHUT-OFF VALVE

35. **Removal of Fuel Shut-off Valve.** To remove the fuel shut-off valve, proceed as follows:

a. Drain the fuel system (see C-12-114-000/MF-001).

b. Gain access to shut-off valve through access door on underside of fuselage between FS 260.00 and FS 276.00 (see Figure 5-3).

c. Briser le fil à freiner et dévisser le carter du corps du filtre.

d. Déposer l'élément filtrant d'un bloc avec le ressort et les joints toriques.

32. **Nettoyage de l'élément filtrant.** Pour nettoyer l'élément filtrant, utiliser du liquide nettoyant (voir figure 1-2, article 7) et bien sécher en utilisant de l'air comprimé basse pression filtré, avant de le poser dans la cuve du filtre.

33. **Pose de l'élément filtrant.** Pour poser l'élément filtrant, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Poser de nouveaux joints toriques au besoin. Serrer la cuve du filtre à la main et freiner au fil.

ROBINET D'ARRÊT CARBURANT

34. Le robinet d'arrêt carburant est situé dans la conduite principale de refoulement carburant, en aval de la pompe de gavage, juste en avant du filtre carburant auquel il est fixé. Le robinet, à deux positions et muni d'une guillotine actionnée électriquement, sert à isoler le circuit carburant avion du réacteur en cas d'urgence, comme lors d'un incendie ou d'un écrasement. Le robinet comprend un dispositif de surpassement manuel, une soupape de surchauffe et un indicateur, à légende OPEN ou CLOSED, donnant une indication externe de la position du robinet. Le moteur est de type réversible, conçu pour fonctionner de manière intermittente à partir d'une source d'alimentation de 28 V c.c. et commandé par l'interrupteur ENG MASTER. Quand l'interrupteur ENG MASTER est sur ON, le robinet est ouvert. Quand l'interrupteur est sur OFF, le robinet est fermé. L'actionnement de l'interrupteur ENG MASTER place le robinet à la position indiquée par le réglage, peu importe le réglage préalable du dispositif de surpassement manuel. Pour plus de renseignements sur le robinet d'arrêt carburant, voir C-13-D51-000/MS-000.

DÉPOSE ET POSE DU ROBINET D'ARRÊT CARBURANT

35. **Dépose du robinet d'arrêt carburant.** Pour déposer le robinet d'arrêt carburant, procéder comme suit :

a. Vidanger le circuit carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Accéder au robinet d'arrêt par la trappe d'accès sur la surface ventrale du fuselage, entre FS 260.00 et FS 276.00 (voir figure 5-3).

c. Disconnect shut-off valve electrical connector.

d. Break lockwire, remove four bolts securing shut-off valve to inlet of strainer and remove shut-off valve.

36. **Installation of Fuel Shut-off Valve.** To install the fuel shut-off valve, reverse the removal procedure. Install new O-rings at inlet and outlet of valve. Torque bolts securing shut-off valve to inlet of fuel strainer to a value between 2.26 and 2.82 N•m (20 and 25 in•lb).

COLLECTOR TANK CHECK VALVES

37. Three check valves are installed in the collector tank interconnectors to permit fuel flow from the forward and centre fuel cells into the collector tank and to prevent fuel flow in the reverse direction. The valves are mounted inside the collector tank and are positioned with the flap hinge at the top of the valve. The valve swings towards the inside of the collector tank when in the open position.

REMOVAL AND INSTALLATION OF COLLECTOR TANK CHECK VALVE

38. **Removal of Collector Tank Check Valve.** To remove the collector tank check valve, proceed as follows:

a. Drain the fuel system (see C-12-114-000/MF-001).

b. Remove the fuel booster pump (see Paragraph 21).

c. Remove the three bolts securing the valve to the collector tank interconnector and withdraw valve from tank.

39. **Installation of Collector Tank Check Valve.** To install the collector tank check valve, reverse the removal procedure. Position valve with hinge at top and with flap facing inwards.

FUEL LOW-PRESSURE WARNING SWITCH

40. **General.** A fuel low-pressure sensing port on the fuel strainer provides a tap-off for fuel system pressure, which is conveyed via a sensing line to a pressure switch located just forward of the bulkhead at FS 277.50 and adjacent to the fuel strainer. The fuel pressure switch is connected electrically to a capsule marked LOW FUEL PRESS on the annunciator panel

c. Débrancher le connecteur électrique du robinet d'arrêt.

d. Briser le fil à freiner, enlever les quatre boulons fixant le robinet d'arrêt à l'entrée du filtre et déposer le robinet d'arrêt.

36. **Pose du robinet d'arrêt carburant.** Pour poser le robinet d'arrêt, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Poser de nouveaux joints toriques à l'entrée et à la sortie du robinet. Serrer les boulons fixant le robinet à l'entrée du filtre carburant entre 2.26 et 2.82 N•m (20 et 25 po•lb).

CLAPETS ANTIRETOUR DE LA NOURRICE

37. Trois clapets antiretour, posés dans les interconnecteurs de la nourrice, permettent l'écoulement du carburant depuis les réservoirs carburant avant et centraux jusqu'à la nourrice et préviennent l'écoulement du carburant en sens inverse. Les clapets sont montés à l'intérieur de la nourrice et sont positionnés avec la charnière du battant au sommet du clapet. Le battant se déplace vers l'intérieur de la nourrice quand le clapet est en position ouverte.

DÉPOSE ET POSE DU CLAPET ANTIRETOUR DE LA NOURRICE

38. **Dépose du clapet antiretour de la nourrice.** Pour déposer le clapet antiretour, procéder comme suit :

a. Vidanger le circuit carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Déposer la pompe de gavage carburant (voir paragraphe 21).

c. Enlever les trois boulons fixant le clapet à l'interconnecteur de la nourrice et retirer le clapet de la nourrice.

39. **Pose du clapet antiretour de la nourrice.** Pour poser le clapet antiretour de la nourrice, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Positionner le clapet avec la charnière au sommet et avec le battant orienté vers l'intérieur.

CONTACTEUR D'ALARME DE PRESSION BASSE CARBURANT

40. **Généralités.** Un orifice de détection de pression basse carburant, situé sur le filtre carburant, permet le prélèvement de la pression du circuit carburant, laquelle est transmise via une conduite de détection jusqu'à un contacteur de pression situé juste en avant de la cloison à FS 277.50 et à côté du filtre carburant. Le contacteur de pression carburant

on the centre instrument panel. The capsule light illuminates and the MASTER CAUTION light flashes whenever the fuel pressure falls below 75.84 ±3.45 kPa (11.00 ±0.5 psi) and extinguish at a rising pressure of 82.74 kPa (12.00 psi). For the electrical schematic of the fuel low-pressure warning system, see Figure 5-6.

41. **Operation Check.** To check the operation of the fuel low-pressure warning system, proceed as follows:

a. The following test equipment is required:

(1) Regulated air supply.

(2) Adapter hose and fittings.

CAUTION

Ensure that the engine MASTER switch remains in the OFF position throughout this check.

b. Disconnect the flexible line connecting the fuel pressure switch to the main fuel line and cap the line.

c. Close all the valves on the regulated air supply. Connect regulated air supply to the fuel pressure switch.

d. Energize the cockpit No. 1 dc essential bus (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-1).

e. Ensure that the following circuit-breakers on the centre console are pushed in:

(1) FUEL LOW PRESS.

(2) MASTER WARN.

est relié électriquement au voyant LOW FUEL PRESS situé sur le panneau annonciateur du tableau de bord central. Le voyant s'allume et le voyant MASTER CAUTION clignote lorsque la pression carburant descend en dessous de 75.84 (plus ou moins 3.45 kPa (11.00 [plus ou moins 0.5] lb/po^2), et les deux voyants s'éteignent quand la pression monte au dessus de 82.74 kPa (12.00 lb/po^2). Pour le schéma électrique du circuit d'alarme de pression basse carburant, voir figure 5-6.

41. **Vérification de fonctionnement.** Pour vérifier le fonctionnement du circuit d'alarme de pression basse carburant, procéder comme suit :

a. Le matériel d'essai nécessaire est le suivant :

(1) Source d'air régulé.

(2) Conduite et raccords d'adaptation.

ATTENTION

S'assurer que l'interrupteur MASTER réacteur demeure sur OFF pendant toute la vérification.

b. Débrancher la conduite flexible qui raccorde le contacteur de pression carburant à la conduite principale de carburant, puis mettre un capuchon sur la conduite.

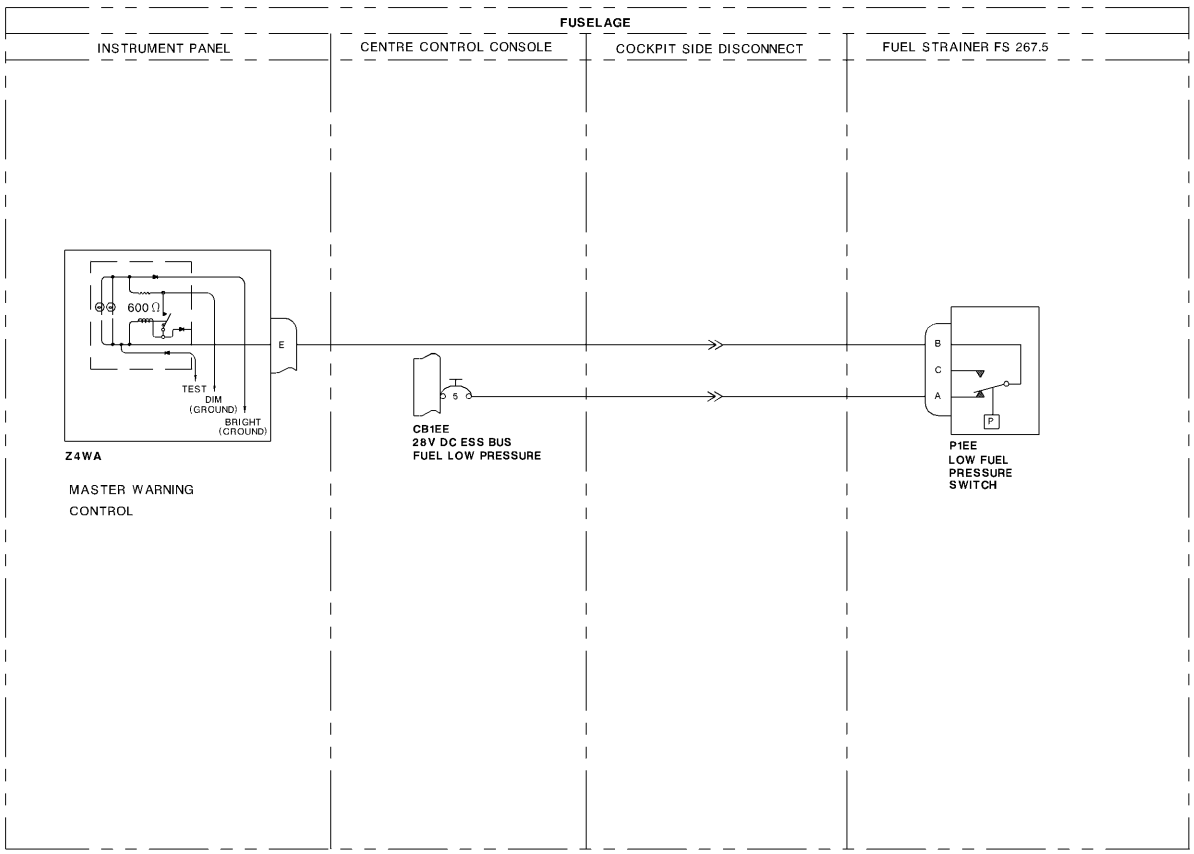
c. Fermer tous les robinets sur la source d'air régulé. Brancher la source d'air régulé au contacteur de pression carburant.

d. Mettre sous tension le bus essentiel c.c. n° 1 du poste de pilotage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-1).

e. S'assurer que les disjoncteurs suivants, sur le pylône de commande, sont enclenchés :

(1) FUEL LOW PRESS.

(2) MASTER WARN.



BOD05011

Figure 5-6 Fuel Low Pressure Warning System – Schematic
Figure 5-6 Circuit d'alarme pression basse carburant – schéma électrique

f. Check that the LOW FUEL PRESS light on the annunciator panel is illuminated and the MASTER CAUTION light is flashing.

g. Apply slowly rising pressure from the regulated air supply. Check that the LOW FUEL PRESS light and the MASTER CAUTION extinguish when the pressure reaches approximately 82.74 kPa (12 psi). Allow the pressure to rise to approximately 137.90 kPa (20 psi).

h. Allow the pressure to fall slowly. Check that the LOW FUEL PRESS light and the MASTER CAUTION light illuminate when the pressure reaches approximately 75.84 ±3.45 kPa (11 ±0.5 psi). Check that the MASTER CAUTION light extinguishes when pressed. The LOW FUEL PRESS light will remain illuminated.

i. Release the pressure, remove the air supply from pressure switch and restore system to normal. Lockwire all connections.

NOTE

The fuel low-pressure warning switch has an actuation pressure adjustment through the pressure port. DO NOT FORCE ADJUSTMENT SCREW. Use a 1/8-inch Allen wrench to turn the adjusting screw. Clockwise adjustment lowers the amount of pressure needed to actuate the switch and counter-clockwise adjustment raises the amount of pressure. Adjustment is ±3.45 kPa (0.5 psi). Repeat complete operation check after every adjustment.

j. De-energize the cockpit No. 1 dc essential bus.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FUEL LOW-PRESSURE WARNING SWITCH

42. **Removal of Fuel Low-pressure Warning Switch.** Proceed as follows:

a. Pull out the circuit-breaker, marked FUEL LOW PRESS, on the circuit-breaker panel located on the centre console.

b. Ensure that the fuel shut-off valve is in the closed position (see Paragraph 34).

f. Vérifier que le voyant LOW FUEL PRESS sur le panneau annonciateur est allumé et que le voyant MASTER CAUTION clignote.

g. Augmenter lentement la pression en provenance de la source d'air régulé. Vérifier que les voyants LOW FUEL PRESS et MASTER CAUTION s'éteignent quand la pression atteint environ 82.74 kPa (12 lb/po^2). Laisser la pression augmenter jusqu'à environ 137.90 kPa (20 lb/po^2).

h. Laisser la pression diminuer lentement. Vérifier que les voyants LOW FUEL PRESS et MASTER CAUTION s'allument quand la pression atteint environ 75.84 kPa (11 ±0.5 psi). Vérifier que le voyant MASTER CAUTION s'éteint quand il est enfoncé. Le voyant LOW FUEL PRESS demeure allumé.

i. Relâcher la pression, débrancher la source d'air au contacteur de pression et remettre le circuit dans son état normal. Freiner au fil tous les raccords.

NOTA

Le contacteur d'alarme de pression basse carburant est muni d'un dispositif de réglage de pression de déclenchement, auquel on accède par l'orifice de pression. NE PAS FORCER LA VIS DE RÉGLAGE. Utiliser une clé Allen de 1/8 po pour tourner la vis de réglage. En tournant dans le sens horaire, on diminue la pression nécessaire pour actionner le contacteur, alors qu'un réglage dans le sens antihoraire augmente cette pression. Régler à plus ou moins 3.45 kPa (0.5 lb/po^2). Refaire une vérification de fonctionnement complète après chaque réglage.

j. Mettre hors tension le bus essentiel c.c. n° 1 du poste de pilotage.

DÉPOSE ET POSE DU CONTACTEUR D'ALARME DE PRESSION BASSE CARBURANT

42. **Dépose du contacteur d'alarme de pression basse carburant.** Procéder comme suit :

a. Désenclencher le disjoncteur FUEL LOW PRESS sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande.

b. S'assurer que le robinet d'arrêt carburant est fermé (voir paragraphe 34).

c. Gain access to switch through access door on underside of fuselage between FS 260.00 and FS 276.00.

d. Disconnect pressure sensing line at switch.

e. Disconnect electrical connector at switch.

f. Remove two nuts securing switch to bracket and remove switch.

43. **Installation of Fuel Low-pressure Warning Switch.** To install the fuel low-pressure warning switch, reverse the removal procedure.

FUEL QUANTITY INDICATING SYSTEM

44. Two fuel capacitance probes, one located in the forward fuel cell on the left-hand side and the other in the RH centre cell, are mounted vertically in the cells and are secured in position by spring clips and retaining straps, Part No. MS17821-2-9. The RH centre fuel cell probe is a compensating-type probe (see Figure 5-1). The probes are connected electrically to a fuel quantity indicating gauge installed on the centre instrument panel. The indicator registers the amount of fuel in pounds. For further information on the indicator and probes, see C-12-114-0E0/MF-001.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FUEL TANK CAPACITANCE PROBES

45. **Removal of Fuel Tank Capacitance Probes.** To remove the fuel tank capacitance probe from the forward fuel cell, proceed as follows (see Figure 5-7):

a. Drain the fuel system (see C-12-114-000/MF-001).

b. Pull out circuit-breaker marked FUEL QTY on the circuit-breaker panel located on the centre console.

c. Disconnect ground power.

d. Gain access to the forward fuel cell access panel through access door on underside of fuselage (see Figure 5-3).

c. Accéder au contacteur par la trappe d'accès sur la surface ventrale du fuselage, entre FS 260.00 et FS 276.00.

d. Débrancher la conduite de détection de pression sur le contacteur.

e. Débrancher le contacteur électrique sur le contacteur.

f. Enlever les deux écrous fixant le contacteur à la ferrure et déposer le contacteur.

43. **Pose du contacteur d'alarme de pression basse carburant.** Pour poser le contacteur d'alarme de pression basse carburant, suivre la méthode de dépose en sens inverse.

CIRCUIT D'INDICATION DE QUANTITÉ CARBURANT

44. Deux sondes à capacité carburant, l'une située dans le réservoir avant sur le côté gauche et l'autre dans le réservoir central droit, sont montées verticalement dans les réservoirs et maintenues en position par des pinces à ressort et des sangles de retenue, n° de pièce MS17821-2-9. La sonde du réservoir central droit est de type à compensation (voir figure 5-1). Les sondes sont reliées électriquement à un indicateur de quantité carburant monté sur le tableau de bord central. L'indicateur enregistre la quantité carburant en livres. Pour plus de renseignements sur l'indicateur et sur les sondes, voir C-12-114-0E0/MF-001.

DÉPOSE ET POSE DES SONDES À CAPACITÉ DE RÉSERVOIR CARBURANT

45. **Dépose des sondes à capacité de réservoir carburant.** Pour déposer la sonde à capacité du réservoir carburant avant, procéder comme suit (voir figure 5-7) :

a. Vidanger le circuit carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Désenclencher le disjoncteur FUEL QTY sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande.

c. Débrancher l'alimentation de parc.

d. Accéder au panneau d'accès du réservoir carburant avant via la trappe d'accès sur la surface ventrale du fuselage (voir figure 5-3).

e. Disconnect fuel low-level warning switch electrical connector, attached to adapter on fuel cell access panel.

f. Remove forward fuel cell access panel and disconnect probe Dage connectors on inside face of panel.

g. Purge fuel cell (see Paragraph 59).

h. Withdraw probe harness from rubber hangers on cell wall.

i. Remove two retaining straps, disengage probe from spring clips and withdraw probe from fuel cell.

j. Remove probe harness from probe.

46. To remove fuel capacitance probe from the RH centre fuel cell, proceed as follows:

a. Repeat Paragraph 45, Steps a through c.

b. Gain access to RH centre fuel cell access panel through panel on right-hand side of centre fuselage (see Figure 5-3).

c. Remove RH centre fuel cell access panel and disconnect capacitance probe Dage connectors on inside face of panel.

d. Repeat Paragraph 45, Steps g through k.

47. **Installation of Fuel Tank Capacitance Probes.** To install the fuel tank capacitance probes, reverse the removal procedure. Install retaining straps, Part No. MS17821-2-9, using tool NSN 5120-21-809-4594, Part No. WT183E. Fit new access panel gaskets and torque all panel bolts to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb) (see Figure 5-7).

FUEL LOW-LEVEL WARNING SWITCH

48. **General.** The fuel low-level warning switch is located in the forward fuel cell and is attached to an adapter, the lower end of which is bolted to the fuel cell access panel. The body of the adapter passes through a hole in the panel skin and extends into the lower part of the cell, positioning the switch vertically in the cell. The switch is operated by a single float which is raised or lowered by changes in fuel level to

e. Débrancher le connecteur électrique du contacteur d'alarme de niveau bas carburant, fixé à l'adaptateur sur le panneau d'accès du réservoir carburant.

f. Déposer le panneau d'accès du réservoir carburant avant et débrancher les connecteurs Dage de la sonde sur la face intérieure du panneau.

g. Vidanger le réservoir carburant (voir paragraphe 59).

h. Retirer le faisceau de la sonde des crochets en caoutchouc sur la paroi du réservoir.

i. Enlever les deux sangles de retenue, dégager la sonde des pinces à ressort et la retirer du réservoir carburant.

j. Retirer le faisceau de la sonde.

46. Pour déposer la sonde à capacité carburant du réservoir central droit, procéder comme suit :

a. Répéter le paragraphe 45, étapes a à c.

b. Accéder au panneau d'accès du réservoir central droit via le panneau sur le côté droit du fuselage central (voir figure 5-3).

c. Déposer le panneau d'accès du réservoir central droit et débrancher les connecteurs Dage de la sonde à capacité sur la face intérieure du panneau.

d. Répéter le paragraphe 45, étapes g à k.

47. **Pose des sondes à capacité de réservoir carburant.** Pour poser les sondes à capacité de réservoir carburant, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Poser les sangles de retenue, n° de pièce MS17821-2-9, avec l'outil NNO 5120-21-809-4594, n° de pièce WT183E. Poser des joints plats neufs sur le panneau d'accès et serrer tous les boulons de panneau entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb) (voir figure 5-7).

CONTACTEUR D'ALARME DE NIVEAU BAS CARBURANT

48. **Généralités.** Le contacteur d'alarme de niveau bas carburant est situé dans le réservoir carburant avant et fixé à un adaptateur dont l'extrémité inférieure est boulonnée au panneau d'accès du réservoir. Le corps de l'adaptateur traverse un trou dans le revêtement du panneau et s'étend dans la partie inférieure du réservoir, ce qui positionne le contacteur à la verticale dans le réservoir. Le

open or to close the circuit. The switch is connected electrically (through a low-fuel 16-second time-delay relay) to a capsule (see Figure 5-8), marked LOW FUEL QUANT, on the annunciator panel on the centre instrument panel. When the fuel level falls to between 172.37 and 190.51 kg (380 to 420 lb), the switch closes and the 16-second time-delay relay comes on to prevent premature activation of the LOW FUEL QUANT annunciator and the MASTER CAUTION light during negative G manoeuvres. Sixteen seconds later, the annunciator illuminates and the MASTER CAUTION light flashes to indicate a low-fuel condition.

contacteur est actionné par un flotteur unique, qui monte ou descend selon les variations du niveau carburant pour ouvrir ou fermer le circuit. Le contacteur est relié électriquement (via un relais de niveau bas carburant temporisé à 16 secondes) à un voyant (voir figure 5-8) LOW FUEL QUANT situé sur le panneau annonciateur du tableau de bord central. Quand le niveau carburant descend entre 172.37 et 190.51 kg (380 et 420 lb), le contacteur se ferme et le relais temporisé à 16 secondes s'excite, pour prévenir l'activation prématurée du voyant annonciateur LOW FUEL QUANT et du voyant MASTER CAUTION lors de manoeuvres en accélération négative. Seize secondes plus tard, le voyant annonciateur s'allume et le voyant MASTER CAUTION clignote pour indiquer une condition de niveau bas carburant.

49. **Operation Check.** To check the operation of the low-fuel quantity warning system, proceed as follows:

a. Position the aircraft in the normal flight attitude, i.e., 4 degrees nose up longitudinally, 0 degrees laterally. For jacking procedure, see C-12-114-000/MF-001.

b. Prepare the aircraft for defuelling (see C-12-114-000/MF-001).

c. Energize the cockpit No. 1 dc essential bus and the No. 1 inverter ac supply (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-1).

d. Ensure that the following circuit-breakers on the centre console are pushed in:

(1) FUEL QTY.

(2) FUEL LOW LEVEL.

(3) MASTER WARN.

e. Drain off the fuel until the LOW FUEL QUANT light on the annunciator panel illuminates and the MASTER CAUTION light flashes. Check that the fuel quantity gauge indicates approximately 172.37 kg (380 lb). Check that the MASTER CAUTION light extinguishes when pressed. The LOW FUEL QUANT light will remain illuminated as long as the FUEL QUANT gauge indicates approximately 172.37 kg (380 lb) or less.

49. **Vérification de fonctionnement.** Pour vérifier le fonctionnement du circuit d'alarme de niveau bas carburant, procéder comme suit :

a. Positionner l'avion en assiette de vol normale, soit à 4 degrés de cabré longitudinalement et à 0 degré latéralement. Pour la méthode de levage, voir C-12-114-000/MF-001.

b. Préparer l'avion pour la reprise carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

c. Mettre sous tension le bus essentiel c.c. n° 1 du poste de pilotage et l'alimentation c.a. du convertisseur n° 1 (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-1).

d. S'assurer que les disjoncteurs suivants, situés sur le pylône de commande, sont enclenchés :

(1) FUEL QTY.

(2) FUEL LOW LEVEL.

(3) MASTER WARN.

e. Vidanger le carburant jusqu'à ce que le voyant LOW FUEL QUANT du panneau annonciateur s'allume et que le voyant MASTER CAUTION clignote. Vérifier que l'indicateur de quantité carburant donne environ 172.37 kg (380 lb). Vérifier que le voyant MASTER CAUTION s'éteint quand on l'enfonce. Le voyant LOW FUEL QUANT demeure allumé tant que l'indicateur FUEL QUANT donne environ 172.37 kg (380 lb) ou moins.

f. De-energize the cockpit No.1 dc essential bus and the No. 1 inverter ac supply.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FUEL LOW-LEVEL WARNING SWITCH

50. **Removal of Fuel Low-level Warning Switch.** To remove the fuel low-level warning switch, proceed as follows:

a. Drain the fuel system (see C-12-114-000/MF-001).

b. Pull out circuit-breaker, marked FUEL LOW LEVEL, on circuit-breaker panel on centre console.

c. Gain access to switch through access door on underside of centre fuselage (see Figure 5-3).

d. Disconnect switch electrical leads at TB225 adjacent to switch.

e. Remove bolts securing the switch adapter to fuel cell access panel and withdraw switch adapter and switch assembly from cell.

f. Remove the switch from switch adapter.

51. **Installation of Fuel Low-Level Warning Switch.** To install the fuel low-level warning switch, reverse the removal procedure. Fit new O-rings when installing switch on adapter and new gasket to flange of adapter on installation of assembly on fuel cell access panel. Torque adapter bolts to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb).

REMOVAL AND INSTALLATION OF TIME-DELAY RELAY

52. **Removal of Time-delay Relay.** To remove the time-delay relay, proceed as follows:

a. Remove ground power from the aircraft and install a NO POWER plug.

b. Pull out FUEL LOW LEVEL circuit-breaker on centre console.

c. Gain access to the time-delay relay through the back cover plate on RH console by removing the four securing screws.

f. Mettre hors tension le bus essentiel c.c. n° 1 du poste de pilotage et l'alimentation c.a. du convertisseur n° 1.

DÉPOSE ET POSE DU CONTACTEUR D'ALARME DE NIVEAU BAS CARBURANT

50. **Dépose du contacteur d'alarme de niveau bas carburant.** Pour déposer le contacteur d'alarme de niveau bas carburant, procéder comme suit :

a. Vidanger le circuit carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Désenclencher le disjoncteur FUEL LOW LEVEL sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande.

c. Accéder au contacteur via la trappe d'accès sur la surface ventrale du fuselage central (voir figure 5-3).

d. Débrancher les fils électriques du contacteur à TB225, à côté du contacteur.

e. Enlever les boulons fixant l'adaptateur du contacteur au panneau d'accès du réservoir carburant, puis retirer l'adaptateur du contacteur ainsi que le contacteur du réservoir.

f. Enlever le contacteur de son adaptateur.

51. **Pose du contacteur d'alarme de niveau bas carburant.** Pour poser le contacteur d'alarme de niveau bas carburant, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Utiliser des joints toriques neufs lorsqu'on pose le contacteur sur l'adaptateur, et mettre un joint plat neuf sur le rebord de l'adaptateur lorsqu'on pose l'ensemble sur le panneau d'accès du réservoir carburant. Serrer les boulons de l'adaptateur entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb).

DÉPOSE ET POSE DU RELAIS TEMPORISÉ

52. **Dépose du relais temporisé.** Pour déposer le relais temporisé, procéder comme suit :

a. Débrancher l'alimentation de parc de l'avion et poser un obturateur NO POWER.

b. Désenclencher le disjoncteur FUEL LOW LEVEL sur le pylône de commande.

c. Accéder au relais temporisé, via la plaque-couvercle arrière sur la console droite, en enlevant les quatre vis de fixation.

d. Remove the three screws securing the relay to the bracket. Carefully withdraw the relay without damaging the wires.

e. Tag and disconnect the wire soldered to terminals A1, A2, B1, B2, X1 and X2.

53. **Installation of Time-Delay Relay.** Prepare the time-delay relay as follows:

a. Using wire, Part No. MIL-W-81044, cut two 7.62 cm (3 in.) long jumper wires.

b. Terminals B1-X2 of the time-delay relay are connected by a jumper at TB206-3, contacts D and E; terminals A1-X1 of the time-delay relay are connected by a jumper at TB206-1, contacts D and E.

54. To install the time-delay relay, reverse the removal procedure.

FUEL TANK

55. The fuel tank consists of five interconnected collapsible bladder-type fuel cells located in the centre fuselage. The five cells are positioned symmetrically about the centre-line of the aircraft and consist of a forward cell, a LH and RH centre fuel cell, and a LH and RH aft fuel cell. The cells are non-self-sealing and are mounted in the cell compartments by keyhole fittings and nylon cord lacing attached to hangers and secured to the compartment structure. The cells are protected against chafing by balsa-wood blocks cemented to the compartment structure at various locations in the compartment area. All rivet heads and sharp edges are taped with pressure-sensitive tape (see Figure 1-2, Item 10), except the heat-reflective laminate web of the firewall of the aft fuel cells which are taped with aluminum-foil tape (see Figure 1-2, Item 11). A filler unit is located on the top starboard side of the fuselage at FS 246.73 and is attached to the RH fuel cell. Two balance pipes extend from the forward cell into the LH and RH centre cells. Gravity feeds fuel from the aft cells into the corresponding LH and RH centre cells through two elbow interconnectors.

BALANCE PIPES

56. Two balance pipes installed in the lower part of the forward and LH and RH centre fuel cells permit free flow of fuel between these cells in the normal attitude of the aircraft. During aerobatic manoeuvres,

d. Enlever les trois vis fixant le relais à la ferrure. Retirer soigneusement le relais en prenant soin de ne pas endommager les fils.

e. Étiqueter et débrancher le fil soudé aux bornes A1, A2, B1, B2, X1 et X2.

53. **Pose du relais temporisé.** Préparer le relais temporisé comme suit :

a. Dans du fil, n° de pièce MIL-W-81044, couper deux cavaliers de 7.62 cm (3 po) de long.

b. Les bornes B1-X2 du relais temporisé sont reliées par un cavalier à la plaque à bornes TB206-3, contacts D et E, et les bornes A1-X1 du relais temporisé sont reliées par un cavalier à la plaque à bornes TB206-1, contacts D et E.

54. Pour poser le relais temporisé, suivre la méthode de dépose en sens inverse.

CIRCUIT RÉSERVOIR CARBURANT

55. Le circuit réservoir carburant comprend cinq réservoirs souples écrasables, reliés entre eux et situés dans le fuselage central. Les cinq réservoirs, positionnés symétriquement par rapport à l'axe principal de l'avion, comprennent un réservoir avant, un réservoir central gauche, un réservoir central droit, un réservoir arrière gauche et un réservoir arrière droit. Ces réservoirs sont non auto-étanches et sont montés dans les compartiments réservoir au moyen de ferrures à trous allongés et de cordes de nylon rattachées à des crochets et fixées à la structure des compartiments. Les réservoirs sont protégés contre le frottement par des blocs de balsa collés sur la structure en divers points des compartiments. Toutes les têtes de rivets et arêtes vives sont masquées par du ruban autocollant (voir figure 1-2, article 10), à l'exception de l'âme stratifiée thermoréfléchissante de la cloison pare-feu des réservoirs arrière, qui est recouverte d'un ruban en feuille d'aluminium (voir figure 1-2, article 11). Un raccord de remplissage, situé du côté supérieur droit du fuselage à FS 246.73, est raccordé au réservoir droit. Deux tuyaux d'équilibrage vont du réservoir avant aux réservoirs centraux gauche et droit. Le carburant est déversé par gravité des réservoirs arrière aux réservoirs centraux gauche et droit correspondants, via deux interconnecteurs coudés.

TUYAUX D'ÉQUILIBRAGE

56. Deux tuyaux d'équilibrage, montés dans la partie inférieure des réservoirs avant et centraux gauche et droit, permettent au carburant de s'écouler librement entre ces réservoirs lorsque l'avion est en

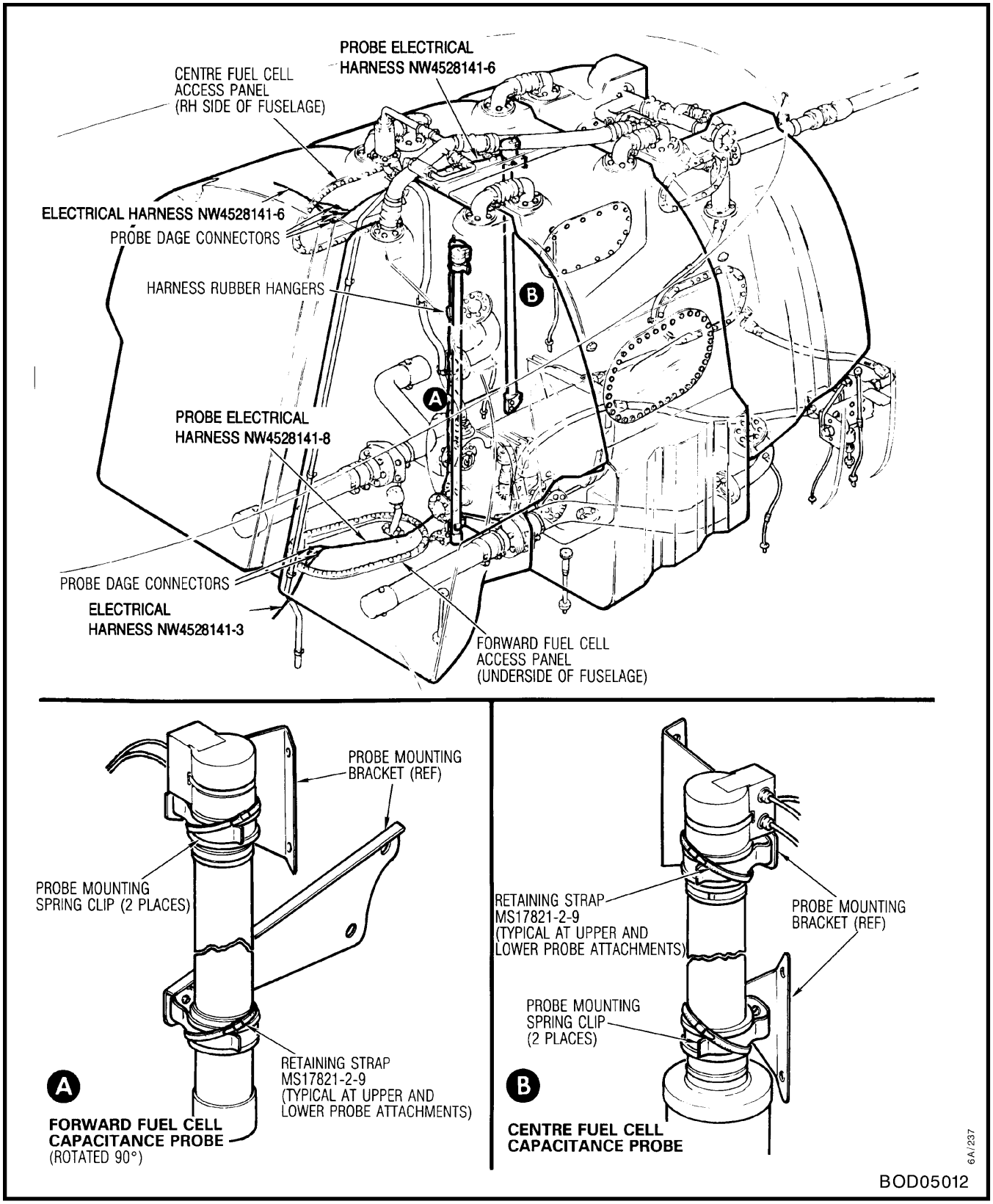


Figure 5-7 Removal and Installation of Fuel Tank Capacitance Probes

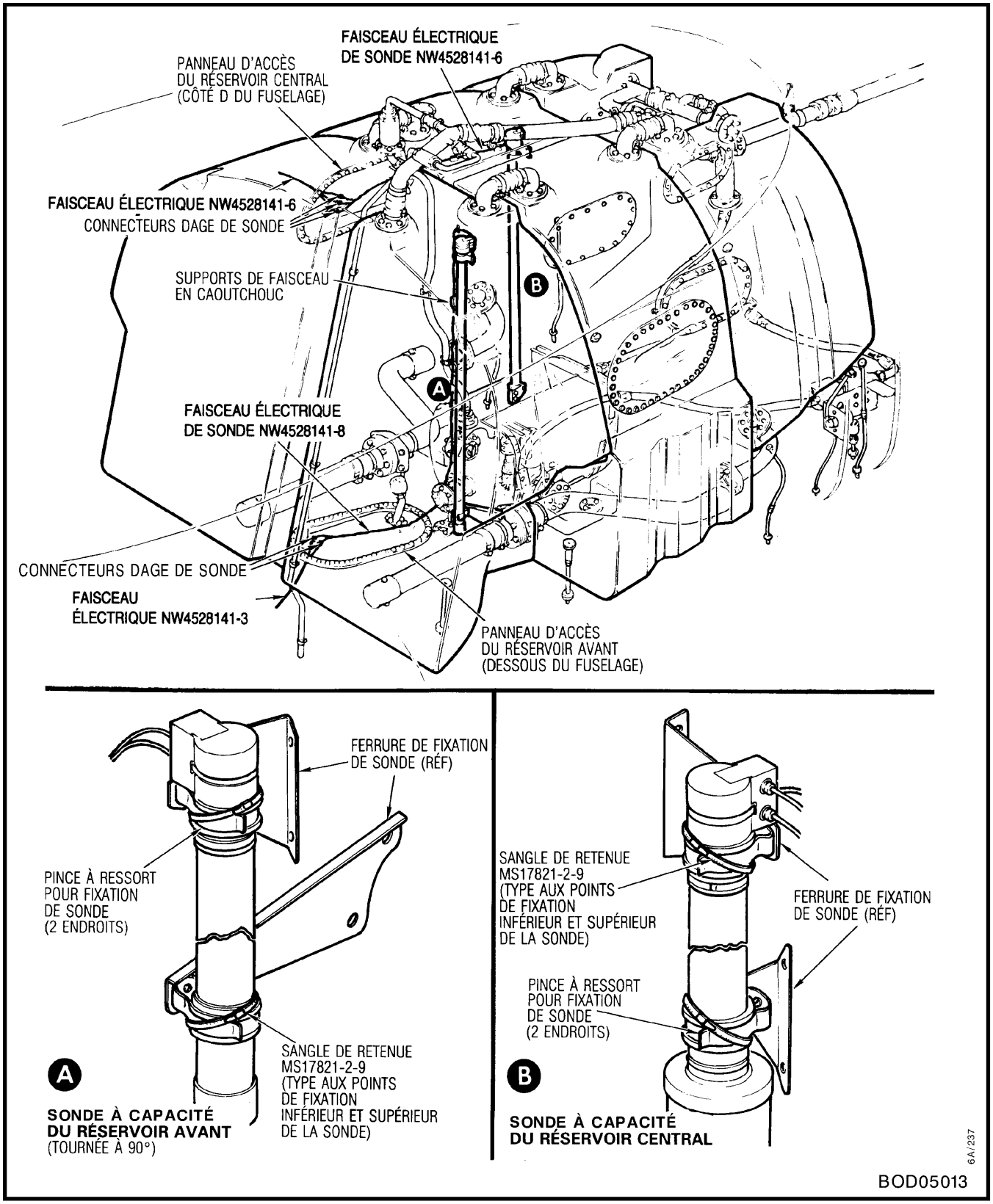


Figure 5-7 Dépose et pose des sondes à capacité de réservoir carburant

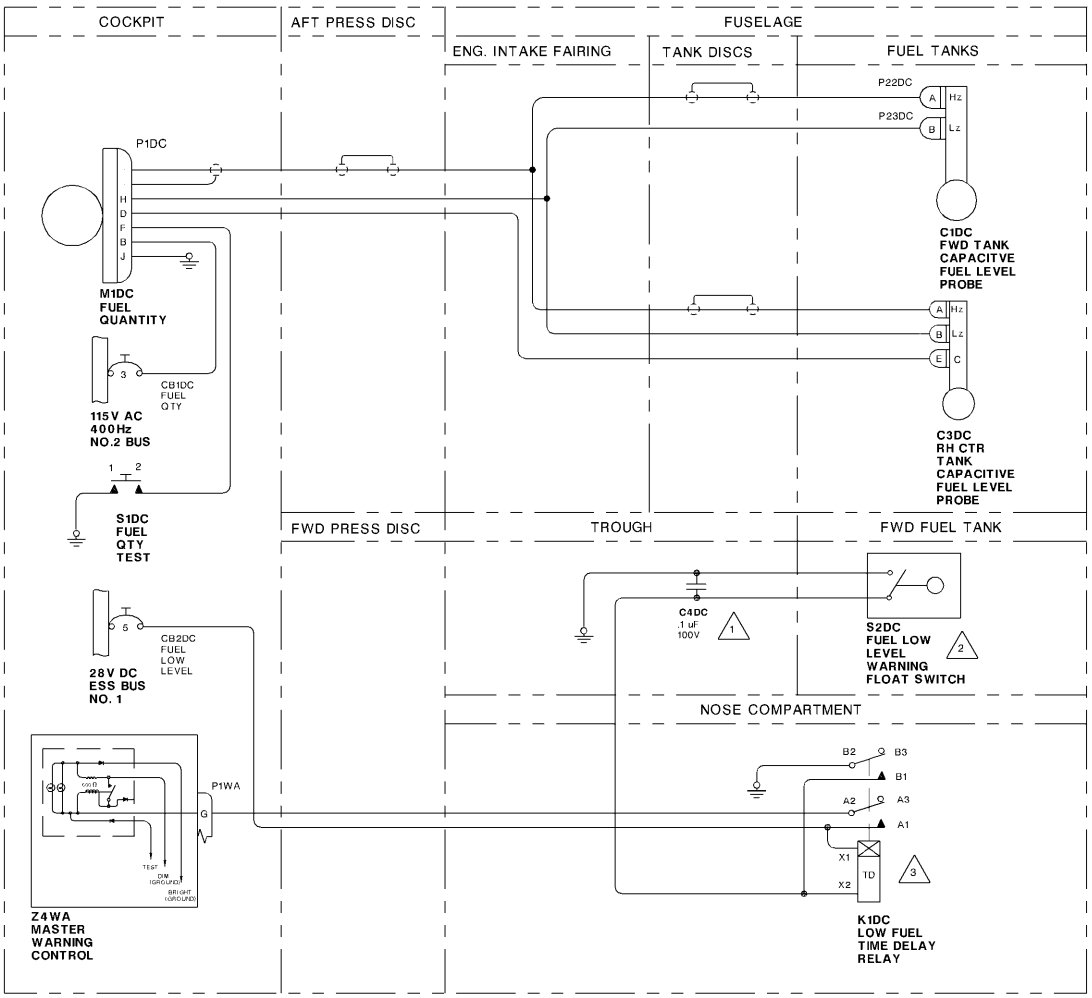


Figure 5-8 Low Fuel Level and Time-delay Warning Indicator – Electrical Schematic
Figure 5-8 Indicateur d’alarme bas niveau carburant et temporisation - schéma électrique

fuel cannot circulate freely between the cells and the balance pipes ensure that a sufficient quantity of fuel remains in the cells to provide uninterrupted flow into the collector tank. The pipes consist of four separate pipe assemblies, two installed in the forward cell and one in each of the centre cells. They are connected by two interconnectors which are attached to the fuel cells and pass through the compartment wall at FS 235.70. The pipes are secured to the interconnectors by a hose connector and two clamps. The forward and rear ends bolt to the compartment floor via a special fuel cell fitting. A gasket between the fuel cell fitting and the balance pipe prevents fuel leakage at this point.

REMOVAL AND INSTALLATION OF BALANCE PIPES

57. **Removal of Balance Pipes.** To remove the fuel cell balance pipes, proceeds as follows:

a. Drain fuel tank (see C-12-114-000/MF-001).

b. Purge fuel tank (see Paragraph 59).

c. Gain access to forward and centre fuel cells (see Figure 5-3).

d. Remove bolt securing forward end of balance pipe to cell floor in forward fuel cell. Remove gasket.

e. Remove clamps securing balance pipe to fuel cell interconnector in forward cell and remove forward portion of balance pipe from cell.

f. Remove bolt securing aft end of balance pipe to cell floor in LH and RH centre fuel cells. Remove gaskets.

g. Remove clamps securing balance pipes to fuel cell interconnectors in LH and RH centre fuel cells and remove aft portion of balance pipe from centre fuel cells.

58. **Installation of Balance Pipes.** To install the fuel cell balance pipes, reverse the removal procedure. Install new gaskets. Torque clamps to a value of 2.82 N•m (25 in•lb).

assiette de vol normale. Lors d'acrobaties aériennes, le carburant ne peut circuler librement entre les réservoirs; les tuyaux d'équilibrage assurent alors qu'il reste une quantité suffisante de carburant dans les réservoirs pour permettre l'écoulement ininterrompu vers la nourrice. La tuyauterie comprend quatre tuyaux distincts, dont deux sont montés dans le réservoir avant et un dans chacun des réservoirs centraux. Ils sont reliés par deux interconnecteurs raccordés aux réservoirs et traversant la paroi des compartiments à FS 235.70. Les tuyaux sont fixés aux interconnecteurs par un raccord de tuyauterie et par deux colliers. Les extrémités avant et arrière sont boulonnées au plancher des compartiments par l'intermédiaire d'une ferrure spéciale pour réservoir. Un joint plat, posé entre cette ferrure et le tuyau d'équilibrage, empêche les fuites de carburant à cet endroit.

DÉPOSE ET POSE DES TUYAUX D'ÉQUILIBRAGE

57. **Dépose des tuyaux d'équilibrage.** Pour déposer les tuyaux d'équilibrage des réservoirs carburant, procéder comme suit :

a. Vidanger le réservoir carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Purger le réservoir carburant (voir paragraphe 59).

c. Accéder aux réservoirs avant et centraux (voir figure 5-3).

d. Enlever le boulon fixant l'extrémité avant du tuyau d'équilibrage au plancher dans le réservoir avant. Enlever le joint plat.

e. Enlever les colliers fixant le tuyau d'équilibrage à l'interconnecteur dans le réservoir avant et retirer la partie avant du tuyau d'équilibrage du réservoir.

f. Enlever le boulon fixant l'extrémité arrière du tuyau d'équilibrage au plancher dans les réservoirs centraux gauche et droit. Enlever les joints plats.

g. Enlever les colliers fixant les tuyaux d'équilibrage aux interconnecteurs dans les réservoirs centraux gauche et droit et retirer la partie arrière du tuyau d'équilibrage des réservoirs centraux.

58. **Pose des tuyaux d'équilibrage.** Pour poser les tuyaux d'équilibrage, suivre la méthode de dépose en sens inverse. Installer des joints plats neufs. Serrer les colliers à 2.82 N•m (25 po•lb).

PURGING OF FUEL CELLS

59. Vapour from the fuel cells is both explosive and toxic. Fuel cells shall be purged whenever vapour can escape through an access hole or other opening, even though the tank is not to be entered. The following equipment is required:

a. Supply of hot, dry, low-pressure air and length of hose.

b. Supply of filtered breathing air for personnel working inside cell.

c. Demand-type respirator with face mask affording eye protection.

d. Suction gun and/or recorded number of clean wipers.

e. Tested explosimeter (RCAF Ref 3L/156).

f. Cleaner fluid (see Figure 1-2, Item 7).

60. To purge the fuel cell, proceed as follows:

a. Drain the fuel tank (see C-12-114-000/MF-001).

b. Gain access to fuel cell and remove appropriate fuel cell access panel. Remove filler cap.

WARNING

See safety precautions in C-12-010-040/TR-014, C-12-040-004/TS-001 and C-13-040-004/TS-001 before carrying out the purging procedure.

c. Insert discharge end of hot air hose into cell through access hole. Ensure that vent system and tank filler are free from obstruction.

d. Dilute residual fuel with cleaner fluid (see Figure 1-2, Item 7) in the ratio of two parts of cleaner fluid to one part of residual fuel. Drain this mixture as completely as possible. Repeat at least four times.

PURGE DES RÉSERVOIRS CARBURANT

59. Les vapeurs émanant des réservoirs carburant sont à la fois explosives et toxiques. Les réservoirs doivent être purgés chaque fois que des vapeurs peuvent s'en échapper par un trou d'accès ou par toute autre ouverture, même si on ne doit pas pénétrer dans le réservoir. Le matériel suivant est nécessaire :

a. Source d'air comprimé basse pression chaud et sec, et tuyau de longueur suffisante.

b. Source d'air à respirer, filtré, pour le personnel travaillant à l'intérieur du réservoir.

c. Respirateur de type à la demande, avec masque facial permettant la protection des yeux.

d. Pistolet d'aspiration ou quantité consignée d'essuie-tout propre.

e. Explosimètre vérifié (RCAF réf. 3L/156).

f. Liquide nettoyant (voir figure 1-2, article 7).

60. Pour purger le réservoir carburant, procéder comme suit :

a. Vidanger le réservoir carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Accéder au réservoir carburant et enlever le panneau d'accès du réservoir approprié. Enlever le bouchon de remplissage.

AVERTISSEMENT

Voir les mesures de sécurité dans C-12-010-040/TR-014, C-12-040-004/TS-001 et C-13-040-004/TS-001 avant de procéder à la purge.

c. Insérer l'extrémité de décharge du tuyau d'air chaud dans le trou d'accès du réservoir carburant. S'assurer que le circuit de mise à l'air libre et le raccord de remplissage ne sont pas obstrués.

d. Diluer le carburant restant avec du liquide nettoyant (voir figure 1-2, article 7), dans un rapport de deux parties de liquide nettoyant pour une partie de carburant. Vidanger ce mélange aussi complètement que possible. Répéter au moins quatre fois.

e. Absorb all remaining trapped mixture using a suction gun and/or wipers.

f. Purge cells with warm dry air. Check inflammability of air in tank, using explosimeter. When safe readings are obtained, work on cell may be commenced.

WARNING

Mask or breathing apparatus shall be worn when entering cell. Supply of warm dry air shall be continuously maintained while working in cell. Cell and adjacent areas shall be checked with explosimeter every 30 minutes.

REMOVAL AND INSTALLATION OF FUEL CELLS

61. **Removal of Fuel Cells.** Use the following procedure when removing the fuel cells from the aircraft. To gain access to fuel cells, see Figure 5-3.

a. Before commencing any work on the fuel cells, ensure that the purging procedure (see Paragraph 59) has been carried out.

b. Remove fuel capacitance probes from forward and RH centre fuel cells (see Paragraphs 45 and 46).

c. Remove fuel balance pipes from forward and centre fuel cells (see Paragraph 57).

d. Disconnect interconnectors to collector tank by releasing clamps at collector tank inlets and elbow connectors from aft and centre fuel cells.

e. Remove capacitance probe upper brackets from forward and RH centre fuel cells and lower bracket from RH centre fuel cell.

f. Disconnect drain valves from forward and centre fuel cells.

g. Disconnect vent line fittings in all fuel cells.

e. Absorber tout le mélange restant emprisonné au moyen du pistolet d'aspiration et des essuie-tout.

f. Purger les réservoirs avec de l'air chaud et sec. Vérifier l'inflammabilité de l'air dans le réservoir au moyen de l'explosimètre. Lorsque les indications obtenues sont sûres, on peut commencer à travailler dans le réservoir.

AVERTISSEMENT

Porter un masque ou un appareil respiratoire quand on pénètre dans le réservoir. Maintenir continuellement une arrivée d'air chaud et sec lorsqu'on travaille dans le réservoir. Vérifier le réservoir et les zones environnantes au moyen d'un explosimètre toutes les 30 minutes.

DÉPOSE ET POSE DES RÉSERVOIRS CARBURANT

61. **Dépose des réservoirs carburant.** Pour déposer les réservoirs carburant de l'avion, procéder comme suit. Pour accéder aux réservoirs carburant, voir figure 5-3.

a. Avant d'entreprendre tout travail sur les réservoirs carburant, s'assurer que la purge (voir paragraphe 59) a bien été effectuée.

b. Enlever les sondes à capacité carburant des réservoirs avant et central droit (voir paragraphes 45 et 46).

c. Déposer les tuyaux d'équilibrage carburant des réservoirs avant et centraux (voir paragraphe 57).

d. Débrancher les interconnecteurs à la nourrice en détachant les colliers aux entrées de la nourrice et les connecteurs coudés aux réservoirs arrière et centraux.

e. Enlever les ferrures supérieures de sonde à capacité des réservoirs avant et central droit, ainsi que la ferrure inférieure du réservoir central droit.

f. Débrancher les robinets de vidange des réservoirs avant et centraux.

g. Débrancher les raccords de conduite de mise à l'air libre dans tous les réservoirs.

h. Remove screws securing cell access panel fitting to cell compartment structure.

i. Remove cell hanger pin assemblies from keyhole plates. Unlace and remove nylon cord securing cell to compartment structure and collapse, removing one cell at a time. Do not attempt to remove cell from compartment without first collapsing it.

NOTE

If difficulty is experienced when removing hanger pins from keyhole plate, hanger pins may be loosened to facilitate removal. Removal of the hanger pins may be further facilitated by the use of fuel cell installation and removal tools (see C-12-114-000/CS-063).

j. When removing cell from its compartment, care shall be taken that the cell is not dragged over any sharp edges or projections.

k. After removal, if cell is to remain without fuel for more than 10 days, apply a light coat of turbine oil (see Figure 1-2, Item 12) on the inner surfaces of the cell.

l. Before packing and storing of removed cell, cover all the openings with masking tape. Mark or stencil cell container with complete identification information.

62. **Repairs and Cleaning of Fuel Cells.** For repairs to fuel cells, cleaning, packing and shipping instructions, see C-12-010-040/TR-014.

63. **Fuel Cell Installation Precautions.** For fuel cell installation precautions, see C-12-010-040/TR-014.

64. **Pre-installation Check of Fuel Cell Compartment.** Before installation of fuel cells, inspect cell compartment as follows:

a. Ensure that compartment is clean. If work has been carried out in the cell compartment area, remove all filings, trimmings, loose washers, bolts, etc.

h. Enlever les vis fixant la ferrure du panneau d'accès du réservoir à la structure du compartiment réservoir carburant.

i. Enlever les goupilles des crochets de réservoir sur les plaques à trous allongés. Délacer et retirer la corde de nylon qui retient le réservoir à la structure du compartiment, puis écraser, en enlevant un réservoir à la fois. Ne pas essayer de retirer le réservoir du compartiment sans l'avoir écrasé au préalable.

NOTA

S'il est difficile de retirer les goupilles des crochets de la plaque à trous allongés, on peut desserrer les goupilles pour en faciliter le retrait. Pour que les goupilles soient encore plus faciles à retirer, utiliser les outils de pose et de dépose des réservoirs carburant (voir C-12-114-000/CS-063).

j. Lorsqu'on retire le réservoir de son compartiment, prendre soin de ne pas traîner le réservoir sur des arêtes vives ou des saillies.

k. Après la dépose, si le réservoir doit rester sans carburant pendant plus de 10 jours, appliquer une mince couche d'huile à turbine (voir figure 1-2, article 12) sur ses surfaces internes.

l. Avant d'empaqueter et d'entreposer le réservoir déposé, couvrir toutes ses ouvertures de ruban à masquer. Marquer ou imprimer au pochoir toutes les données d'identification sur le conteneur du réservoir.

62. **Réparation et nettoyage des réservoirs carburant.** Pour les instructions de réparation, de nettoyage, d'empaquetage et d'expédition des réservoirs carburant, voir C-12-010-040/TR-014.

63. **Précautions relatives à la pose des réservoirs carburant.** Pour les précautions relatives à la pose des réservoirs carburant, voir C-12-010-040/TR-014.

64. **Vérification avant pose des réservoirs carburant.** Avant de poser les réservoirs carburant, inspecter le compartiment réservoir carburant comme suit :

a. S'assurer que le compartiment est propre. Si on a effectué des travaux dans la zone du compartiment, enlever toute la limaille, les copeaux, les rondelles et boulons libres, etc.

NOTE

The instructions contained in EO 05-195A-5A/16 shall be carried out when the fuel cells are removed from the aft fuel cell cavity.

b. Ensure that all sharp edges and rough rivets that could come in contact with the fuel cell are taped over. Use pressure-sensitive tape (see Figure 1-2, Item 10) for this purpose. Apply powdered talc over newly taped areas.

NOTE

Rivet heads formed during aircraft assembly which may come into contact with fuel cells shall be covered with three layers of pressure-sensitive tape.

c. On the heat-reflective webs installed on the forward face of the firewall bulkhead at FS 277.75 in the rear fuel cell compartments, all rivet heads and sharp edges shall be taped using only aluminum-foil tape (see Figure 1-2, Item 11).

CAUTION

Because of fire hazard, tape (Figure 1-2, Item 10) shall not be used on the heat-reflective webs of the firewall.

d. Ensure that the balsa-wood blocks are secure and undamaged. Use cement (see Figure 1-2, Item 13) to secure blocks if necessary.

e. Ensure that keyhole-type retaining plates are not twisted or damaged.

f. Ensure that seal assemblies in forward and centre fuel cell compartments at opening to collector tank and on bottom outer skin of aft fuel cell compartments at elbow interconnectors, are undamaged and secure. Use cement (Figure 1-2, Item 13) to secure if necessary.

NOTA

Les instructions contenues dans EO 05-195A-5A/16 doivent être observées lorsqu'on dépose les réservoirs carburant de la cavité réservoir carburant arrière.

b. S'assurer que toutes les arêtes vives et les rivets à surface rugueuse pouvant entrer en contact avec le réservoir sont masqués. Utiliser du ruban autocollant (voir figure 1-2, article 10) à cette fin. Appliquer du talc en poudre sur les endroits qu'on vient de recouvrir de ruban.

NOTA

Les têtes de rivets formées pendant l'assemblage de l'avion et pouvant entrer en contact avec les réservoirs carburant doivent être masquées par trois couches de ruban autocollant.

c. Sur les âmes thermoréfléchissantes installées sur la face avant de la cloison pare-feu à FS 277.75 dans les compartiments des réservoirs carburant arrière, toutes les têtes de rivets et arêtes vives doivent être masquées uniquement par du ruban en feuille d'aluminium (voir figure 1-2, article 11).

ATTENTION

En raison du risque d'incendie, ne pas utiliser de ruban (figure 1-2, article 10) sur les âmes thermoréfléchissantes de la cloison pare-feu.

d. S'assurer que les blocs de balsa sont bien fixés et ne sont pas endommagés. Au besoin, les fixer avec de la colle (voir figure 1-2, article 13).

e. S'assurer que les plaques de retenue à trous allongés ne sont pas tordues ou endommagées.

f. S'assurer que les joints dans les compartiments des réservoirs avant et centraux à l'ouverture de la nourrice et sur le revêtement extérieur du fond des compartiments des réservoirs arrière aux interconnecteurs coudés sont bien fixés et ne sont pas endommagés. Au besoin, les fixer avec de la colle (figure 1-2, article 13).

NOTES

1. Inspect fuel cell compartment just prior to the installation of the fuel cell to ensure that it is clean and that no tools or rags, etc, have been left inside.

2. Ensure protective caps are installed on all hanger pins before fuel cell is folded for installation.

65. **Pre-installation Check of Bracket Seal Part No. FCC60313, and Slide Hanger Assembly Part No. FCC20458.** Before installation of fuel cell, torque/retorque bracket seals and slide hanger assemblies as follows:

a. The number of bracket seal and slide hanger assembly to check on each fuel cell is listed as follows:

Fuel Cell	Bracket Seal	Slide Hanger
D60815	4	31
D60816	1	22
D60817	5	22

Fuel Cell	Bracket Seal	Slide Hanger
D60818	0	12
D60819	0	12

b. Install bracket seal into cell hole and install nut Part No. AN924-5D, on inside of fuel cell.

c. Position bracket wrench so that the 2 pins are located into the fuel depth of the pin holes in bracket seal. Torque nut to 75 ±5 in•lb.

d. Retorquing may be necessary prior to cell installation to ensure the 75±5 in•lb torque value is maintained. Repeat Step c to ensure proper bracket seal torque.

e. Assemble slide hanger into cell hole. Install washer Part No. AN960D516, and nut Part No. AN340-DD-516.

NOTA

1. Inspecter le compartiment du réservoir carburant juste avant la pose du réservoir pour s'assurer qu'il est propre et qu'aucun outil, chiffon, etc, n'a été oublié à l'intérieur.

2. S'assurer qu'on a installé des capuchons protecteurs sur toutes les goupilles de crochets avant de plier le réservoir carburant pour la pose.

65. **Vérification avant pose du joint de ferrure, n° de pièce FCC60313, et du crochet coulissant, n° de pièce FCC20458.** Avant de poser le réservoir carburant, faire ou refaire le serrage des joints de ferrure et des crochets coulissants comme suit :

a. Les nombres de joints de ferrure et de crochets coulissants à vérifier sur chaque réservoir carburant sont les suivants :

Réservoir carburant	Joint de ferrure	Crochet coulissant
D60815	4	31
D60816	1	22
D60817	5	22

Réservoir carburant	Joint de ferrure	Crochet coulissant
D60818	0	12
D60819	0	12

b. Poser le joint de ferrure dans le trou de réservoir et poser l'écrou, n° de pièce AN924-5D, sur l'intérieur du réservoir carburant.

c. Positionner la clé à ferrure de façon à ce que les deux goupilles se trouvent dans la partie carburant des trous de goupille dans le joint de ferrure. Serrer l'écrou à un couple de 75 ± 5 po•lb.

d. Il peut être nécessaire de refaire le serrage avant la pose du réservoir pour s'assurer qu'un couple de 75 ±5 po•lb est maintenu. Répéter l'étape c. pour s'assurer que le couple de serrage du joint de ferrure est adéquat.

e. Monter le crochet coulissant dans le trou de réservoir. Poser la rondelle, n° de pièce AN960D516, et l'écrou, n° de pièce AN340-DD-516.

f. Postition slotted pin wrench Part No. SK-B-3947 (or equivalent), over wrench flats of slide hanger. Torque to 50 ± 5 in•lb.

g. Depending on the wrench and adaptor used, the following equation shall be used to determine the Indicated Torque Value (TW) in order to obtain the 50 ±5 in•lb torque:

(1) $$TW = \left(1 + \frac{A}{L}\right) TA$$

(2) Where:

(a) TW = Indicated Torque Value on Wrench

(b) TA = Required Torque on Nut

(c) A = Adaptor Length

(d) L = Torque Wrench Length

h. Install nut Part No. AC356-518 (Pal Nut), with smooth side against previously installed nut. Turn Pal Nut by hand until finger tight.

i. Tighten Pal Nut 1/3 to 1/2 turn using a box wrench.

NOTE

When installing Pal Nut, ensure nut Part No. AN340-DD-516, is not engaged.

j. Retorquing may be necessary prior to cell installation to ensure the 50 ±5 in•lb torque value is maintained.

k. Remove Pal Nut and repeat Steps f to h.

NOTE

When removing Pal Nut , ensure nut Part No. AN-340-DD-516, is not engaged.

66. **Preparation of Fuel Cells.** Before installing fuel cells, fold each cell carefully so that it may be introduced into the cell compartment through the access hole without damage to the cell. If new cells are being installed, remove the four screws, Part No. FCA 19933, from the cell access panel fitting and replace with screws, Part No. MS24693-S271, for forward cell and Part No. MS24693-S270, for centre

f. Positionner la clé à goupille fendue, n° de pièce SK-B-3947 (ou l'équivalent), sur les méplats pour clé du crochet coulissant. Serrer à un couple de 50 ±5 po•lb.

g. Selon la clé et l'adaptateur utilisés, se servir de l'équation suivante pour calculer le couple de serrage indiqué (TW) requis pour obtenir un couple de 50 ±5 po•lb :

(1) $$TW = \left(1 + \frac{A}{L}\right) TA$$

(2) Où :

(a) TW = couple de serrage indiqué sur la clé

(b) TA = couple de serrage requis à l'écrou

(c) A = longueur de l'adaptateur

(d) L = longueur de la clé dynamométrique

h. Poser l'écrou, n° de pièce AC356-518 (Pal Nut), en plaçant le côté lisse contre l'écrou déjà posé. Tourner l'écrou Pal Nut à la main jusquà ce qu'il soit serré.

i. Serrer l'écrou Pal Nut de 1/3 à 1/2 tour en utilisant une clé à douille.

NOTA

Lorsqu'on pose l'écrou Pal Nut, s'assurer que l'écrou, n° de pièce AN340-DD-516, n'est pas engagé.

j. Il peut être nécessaire de refaire le serrage avant la pose du réservoir pour s'assurer qu'un couple de 50 ±5 po•lb est maintenu.

k. Enlever l'écrou Pal Nut et répéter les étapes f. à h.

NOTA

Lorsqu'on enlève l'écrou Pal Nut, s'assurer que l'écrou, n° de pièce AN340-DD-516, n'est pas engagé.

66. **Préparation des réservoirs carburant.** Avant de poser les réservoirs carburant, plier soigneusement chaque réservoir de façon à ce qu'il puisse être introduit dans le compartiment réservoir par le trou d'accès sans subir de dommages. Si on pose des réservoirs neufs, enlever les quatre vis, n° de pièce FCA 19933, de la ferrure de panneau d'accès du réservoir et les remplacer par des vis,

and aft cells (see Figure 5-9). Install collector tank and balance pipe interconnectors to forward and centre fuel cells. Install capacitance probe lower bracket on forward cell LH balance pipe interconnector and torque all bolts to a value between 2.26 and 2.83 N•m (20 and 25 in•lb).

NOTE

All bolt connections in the cell area shall be lockwired after the correct torque has been applied. Where stop-nuts are used, the torque shall be checked when the bolt passes through the lock, and the figure obtained added to the torque value of between 2.26 and 2.83 N•m (20 and 25 in•lb).

67. **Installation of Fuel Cells.** Cells shall be tested progressively as they are installed. To install the fuel cells, proceed as follows:

a. See installation precautions in Paragraph 63.

b. Carry out a pre-installation check of fuel cell compartment (see Paragraph 64).

NOTE

Before installation of fuel cells, check all hanger pins for security (pins may have been loosened on removal, in accordance with Note after Paragraph 61, Step i) and where required, torque to a value of 7.91 N•m (70 in•lb) on installation. When tying cord, ensure that knots are not of the slip type. Installation of the hanger pins may be further facilitated by the use of fuel cell installation and removal tools (see C-12-114-000/CS-063).

c. Install forward fuel cell. Carefully position cell to take up compartment contour. Lace cell to compartment structure, using nylon cord (see Figure 1-2, Item 14) and attach cell to keyhole fittings (see Figure 5-9).

n° de pièce MS24693-S271, dans le cas du réservoir avant et par des vis, n° de pièce MS24693-S270, dans le cas des réservoirs centraux et arrière (voir figure 5-9). Poser les interconnecteurs de la nourrice et des tuyaux d'équilibrage sur les réservoirs avant et centraux. Poser la ferrure inférieure de la sonde à capacité sur l'interconnecteur du tuyau d'équilibrage gauche du réservoir avant et serrer tous les boulons entre 2.26 et 2.83 N•m (20 et 25 po•lb).

NOTA

Tous les raccordements par boulonnage dans la zone du réservoir doivent être freinés au fil après avoir été serrés au couple approprié. Si on utilise des écrous de blocage, vérifier le couple quand le boulon dépasse le point de blocage et ajouter la valeur obtenue au couple entre 2.26 et 2.83 N•m (20 et 25 po•lb).

67. **Pose des réservoirs carburant.** Faire l'essai des réservoirs un par un, à mesure qu'on les pose. Pour poser les réservoirs carburant, procéder comme suit :

a. Voir les précautions relatives à la pose au paragraphe 63.

b. Effectuer la vérification avant pose du compartiment réservoir carburant (voir paragraphe 64).

NOTA

Avant la pose des réservoirs carburant, vérifier toutes les goupilles de crochets pour s'assurer qu'elles sont bien fixées (elles peuvent avoir été desserrées lors de la dépose, conformément au nota qui suit le paragraphe 61, étape i) et, au besoin, les serrer à 7.91 N•m (70 po•lb) au moment de la pose. Lorsqu'on attache la corde, s'assurer de ne pas faire de noeuds coulants. Pour faciliter la pose des goupilles de crochets, on peut utiliser les outils de pose et de dépose des réservoirs carburant (voir C-12-114-000/CS-063).

c. Poser le réservoir carburant avant. Le positionner soigneusement pour qu'il épouse le contour du compartiment. Lacer le réservoir à la structure du compartiment en utilisant de la corde de nylon (voir figure 1-2, article 14) et fixer le réservoir aux ferrures à trous allongés (voir figure 5-9).

NOTE

Following fuel cell installation, ensure all protective caps on hanger pins are removed. Retain caps and install on the unserviceable fuel cell which shall be returned for repair and overhaul.

d. Connect fuel cell at the following locations and install new gaskets and seals as required:

(1) Three vent line fittings.

(2) Fuel capacitance probe upper brackets (LH side only). Torque bolts to a value between 7.34 and 8.47 N•m (65 and 75 in•lb).

(3) Fuel drain valve.

(4) Access panel fitting to compartment structure. Use AN507-1032R7 type screws (see Figure 5-9).

e. Install fuel balance pipes (see Paragraph 58).

f. Install fuel capacitance probe (see Paragraph 47).

g. Install fuel cell access panel complete with fuel low-level warning switch (see Paragraph 48). Torque bolts to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb), but do not lockwire at this stage.

h. Connect tester (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 61) to a top vent elbow and blank off all other openings.

i. Slowly pressurize cell to 20.68 (+0.69, –0) kPa (3 [+0.10, –0.00] psi). Shut off air supply and check that pressure is maintained for 20 minutes. There shall be no pressure drop during this period. Use leak test compound (see Figure 1-2, Item 18) to check for leaks.

j. Relieve pressure after satisfactory test and remove blanking plates from balance pipe interconnectors. Lockwire fuel cell access panel bolts.

NOTA

Après la pose du réservoir carburant, s'assurer qu'on enlève tous les capuchons protecteurs sur les goupilles de crochets. Conserver les capuchons et les installer sur le réservoir carburant inutilisable qui doit être renvoyé pour réparation et révision.

d. Raccorder le réservoir carburant aux endroits suivants, en posant des joints plats et des joints d'étanchéité neufs au besoin :

(1) Trois raccords de mise à l'air libre.

(2) Ferrures supérieures de sonde à capacité carburant (côté gauche seulement). Serrer les boulons entre 7.34 et 8.47 N•m (65 et 75 po•lb).

(3) Robinet de vidange carburant.

(4) Ferrure du panneau d'accès à la structure du compartiment. Utiliser des vis de type AN507-1032R7 (voir figure 5-9).

e. Poser les tuyaux d'équilibrage carburant (voir paragraphe 58).

f. Poser la sonde à capacité carburant (voir paragraphe 47).

g. Poser le panneau d'accès du réservoir carburant d'un bloc avec le contacteur d'alarme de niveau bas carburant (voir paragraphe 48). Serrer les boulons entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb), mais ne pas freiner au fil à ce moment.

h. Brancher un appareil d'essai (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 61) à un coude supérieur de la mise à l'air libre et obturer toutes les autres ouvertures.

i. Mettre lentement le réservoir sous une pression de 20.68 (+0.69, –0) kPa (3 [+0.10, –0.00] lb/po^2). Fermer l'arrivée d'air et vérifier que la pression se maintient pendant 20 minutes. Il ne doit y avoir aucune chute de pression pendant cette période. Utiliser du composé d'essai d'étanchéité (voir figure 1-2, article 18) pour déceler les fuites.

j. Quand l'essai est satisfaisant, relâcher la pression et retirer les plaques d'obturation des interconnecteurs de tuyau d'équilibrage. Freiner au fil les boulons du panneau d'accès du réservoir carburant.

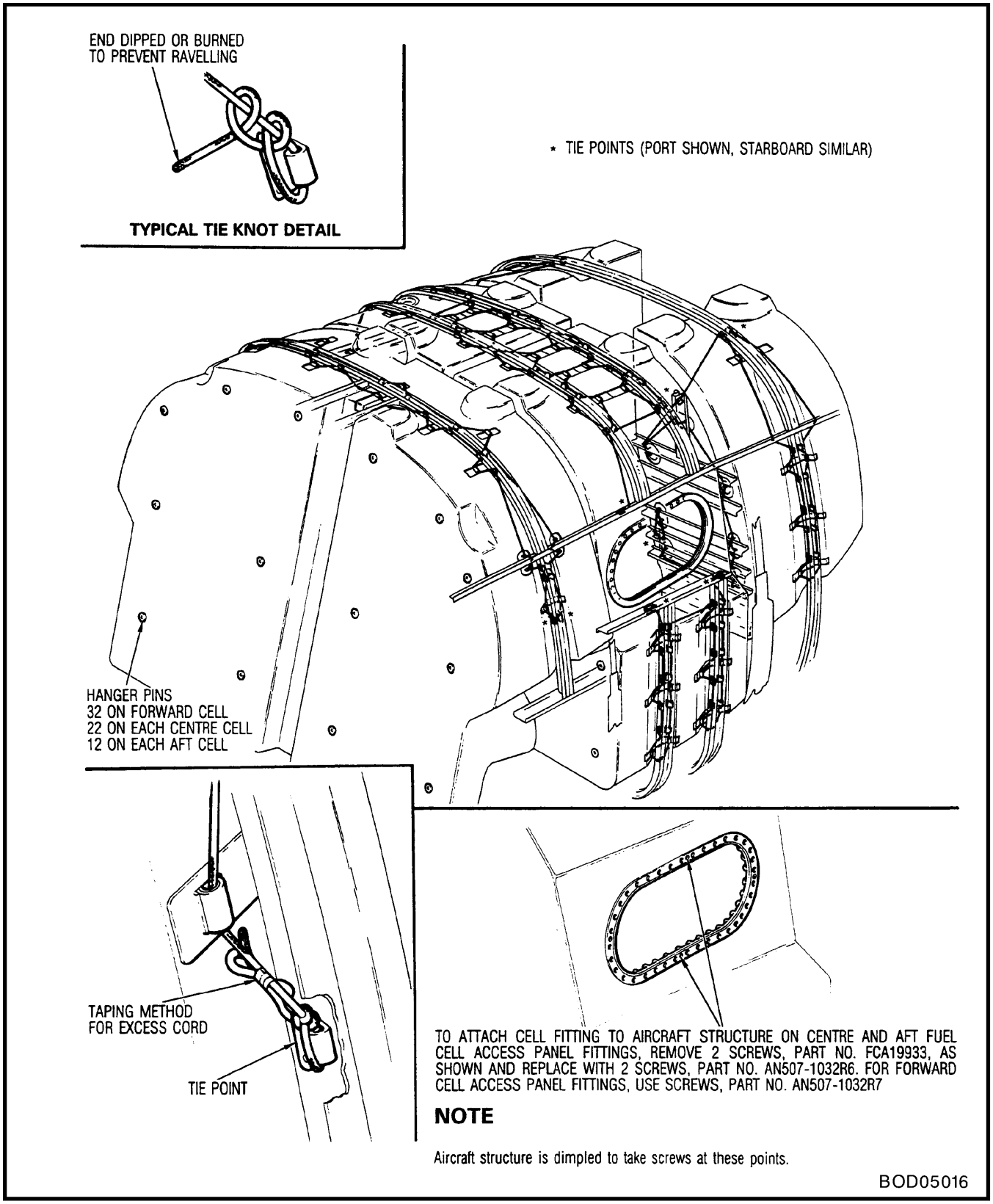


Figure 5-9 Fuel Cells Lacing Installation

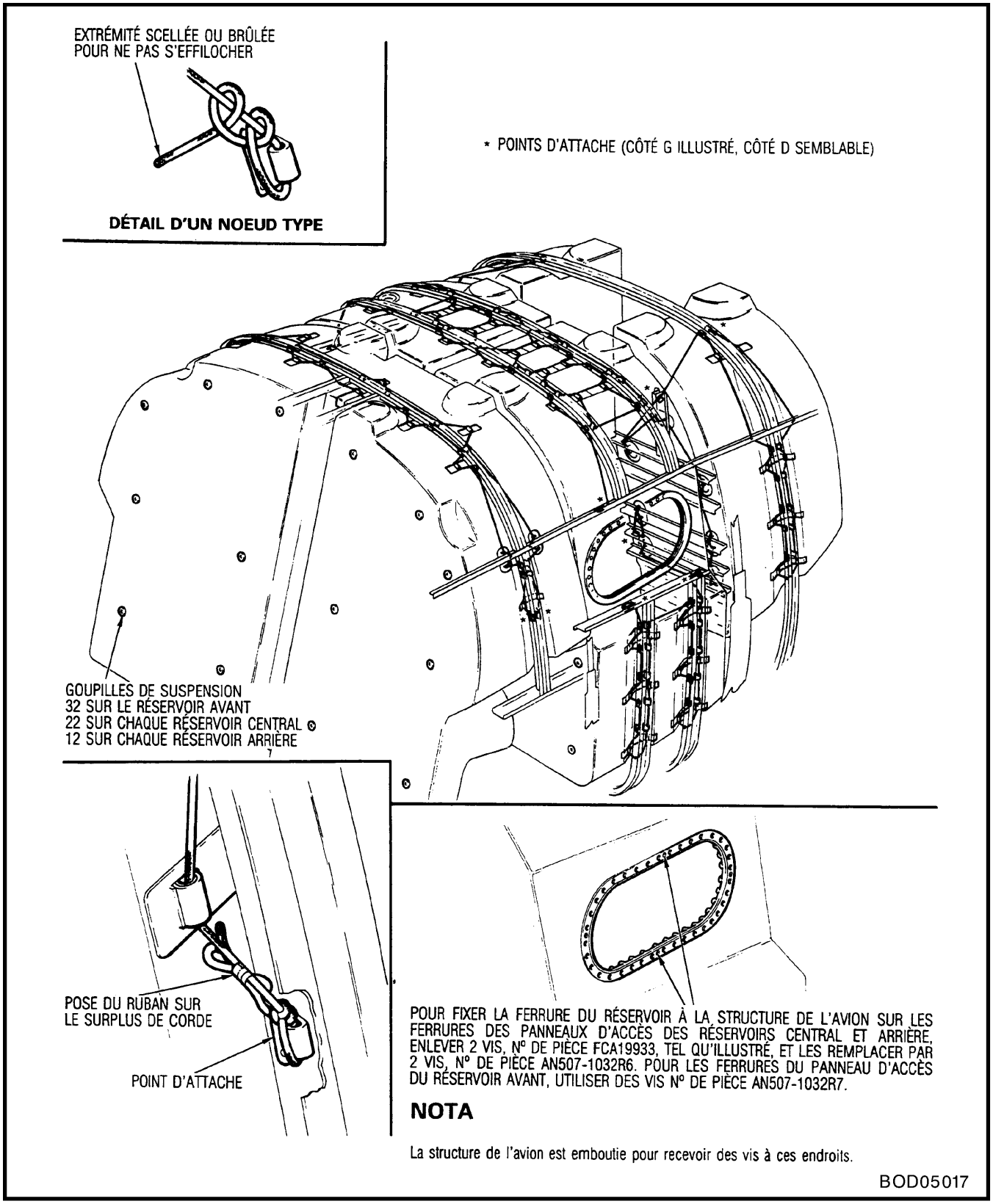


Figure 5-9 Laçage des réservoirs carburant

k. Install centre fuel cells, one at a time, and test progressively. Carefully position cells to take up compartment contour. Lace cells to compartment structure, using nylon cord (see Figure 1-2, Item 14), and attach cells to keyhole fittings (see Figure 5-9). See Note after Step b.

l. Connect fuel cells at the following locations and install new gaskets and seals as required:

(1) Two vent line fittings in LH and RH fuel cells to forward fuel cell.

(2) Fuel capacitance probe upper and lower brackets in RH fuel cell only. Torque bolts to a value between 7.34 and 8.47 N•m (65 and 75 in•lb).

(3) Filler unit in RH fuel cell only.

(4) Elbow interconnector connecting centre cell to aft cell. LH and RH fuel cells.

(5) Access panel fitting to compartment structure in LH and RH fuel cells. Use AN507-1032R6 type screws (see Figure 5-9).

(6) Fuel drain in LH and RH fuel cell.

m. Install fuel balance pipe (see Paragraph 58).

n. Install fuel capacitance probe in RH cell only (see Paragraph 47).

o. Fit fuel cell access panel. Torque bolts to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb), but do not lockwire at this stage. Blank off all fuel cell openings. Test cells progressively.

p. Pressure-test the fuel cells as in Step i.

q. Relieve pressure after satisfactory test and remove blanking plates from elbow intercon-

k. Poser les réservoirs carburant centraux, un à un, et les mettre à l'essai à mesure. Positionner soigneusement les réservoirs pour qu'ils épousent le contour du compartiment. Lacer les réservoirs à la structure du compartiment, en utilisant de la corde de nylon (voir figure 1-2, article 14), et fixer les réservoirs aux ferrures à trous allongés (voir figure 5-9). Voir le nota qui suit l'étape b.

l. Raccorder les réservoirs carburant aux endroits suivants, en posant des joints plats et des joints d'étanchéité neufs au besoin :

(1) Deux raccords de mise à l'air libre, dans les réservoirs gauche et droit, vers le réservoir avant.

(2) Ferrures supérieures et inférieures de sonde à capacité carburant, dans le réservoir droit seulement. Serrer les boulons entre 7.34 et 8.47 N•m (65 et 75 po•lb).

(3) Raccord de remplissage, dans le réservoir droit seulement.

(4) Interconnecteur coudé reliant le réservoir central au réservoir arrière, des côtés gauche et droit.

(5) Ferrure du panneau d'accès à la structure du compartiment dans les réservoirs gauche et droit. Utiliser des vis de type AN507-1032R6 (voir figure 5-9).

(6) Drain carburant dans les réservoirs gauche et droit.

m. Poser le tuyau d'équilibrage carburant (voir paragraphe 58).

n. Poser la sonde à capacité carburant, dans le réservoir droit seulement (voir paragraphe 47).

o. Ajuster le panneau d'accès du réservoir carburant. Serrer les boulons entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb), mais ne pas freiner au fil à ce moment. Obturer toutes les ouvertures des réservoirs arrière. Faire l'essai des réservoirs un à un.

p. Faire l'essai sous pression des réservoirs carburant, conformément à l'étape i.

q. Quand l'essai est satisfaisant, relâcher la pression et retirer les plaques d'obturation

nectors connecting centre cells to aft cells. Lockwire access panel bolts.

r. Install aft fuel cells one at a time. Position cells with care to take up compartment contour. Lace cells to compartment structure using nylon cord (see Figure 1-2, Item 14) and attach cells to keyhole fittings (see Figure 5-9). See Note after Step b.

s. Connect fuel cells at the following locations and install new gaskets and seals as required:

(1) Two vent line fittings in LH and RH cells to centre fuel cells.

(2) Elbow interconnector in LH and RH cells.

(3) Access panel fittings to compartment structure. Two in LH cell and one in RH cell. Use AN507-1032R6 type screws (see Figure 5-9).

t. Fit fuel cell access panels. Torque bolts to a value between 3.39 and 4.52 N•m (30 and 40 in•lb), but do not lockwire at this stage. Blank off all fuel cell openings and test. Aft fuel cells may be tested as a pair.

u. Pressure-test the fuel cells as described in Step i .

v. Relieve pressure after satisfactory test and remove blanking plates from all cells, and tester from top vent elbow. Connect vents to vent system and torque clamps to a value between 2.26 and 3.39 N•m (20 and 30 in•lb). Connect forward and centre fuel cell interconnectors to collector tank (see Paragraph 24). Lockwire aft fuel cell access panel bolts.

w. Carry out a complete fuel system leakage check (see Paragraph 68).

des interconnecteurs coudés reliant les réservoirs centraux aux réservoirs arrière. Freiner au fil les boulons des panneaux d'accès.

r. Poser les réservoirs arrière un à un. Positionner soigneusement les réservoirs pour qu'ils épousent le contour du compartiment. Lacer les réservoirs à la structure du compartiment, en utilisant de la corde de nylon (voir figure 1-2, article 14), et fixer les réservoirs aux ferrures à trous allongés (voir figure 5-9). Voir le nota qui suit l'étape b.

s. Raccorder les réservoirs carburant aux endroits suivants, en posant des joints plats et des joints d'étanchéité neufs au besoin :

(1) Deux raccords de mise à l'air libre, dans les réservoirs gauche et droit, vers les réservoirs centraux.

(2) Interconnecteur coudé, dans les réservoirs gauche et droit.

(3) Ferrures des panneaux d'accès à la structure du compartiment, dont deux dans le réservoir gauche et un dans le réservoir droit. Utiliser des vis de type AN507-1032R6 (voir figure 5-9).

t. Ajuster les panneaux d'accès des réservoirs carburant. Serrer les boulons entre 3.39 et 4.52 N•m (30 et 40 po•lb), mais ne pas freiner au fil à ce moment. Obturer toutes les ouvertures des réservoirs arrière et faire l'essai. Les deux réservoirs arrière peuvent être mis à l'essai ensemble.

u. Faire l'essai sous pression des réservoirs, conformément à l'étape i .

v. Quand l'essai est satisfaisant, relâcher la pression, retirer les plaques d'obturation de tous les réservoirs, et retirer l'appareil d'essai du coude supérieur de la mise à l'air libre. Raccorder les conduites au circuit de mise à l'air libre et serrer les colliers entre 2.26 et 3.39 N•m (20 et 30 po•lb). Raccorder les interconnecteurs des réservoirs avant et centraux à la nourrice (voir paragraphe 24). Freiner au fil les boulons des panneaux d'accès des réservoirs arrière.

w. Effectuer une vérification complète de l'étanchéité du circuit carburant (voir paragraphe 68).

FUEL SYSTEM LEAKAGE CHECK

68. To carry out a complete fuel system leakage check when aft fuselage is installed, proceed as follows:

a. Ensure that fuel shut-off valve is closed, filler cap in place and secure, and that all system drain valves are closed.

b. Connect tester (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 61), to vent mast using a suitable adapter.

c. Gradually apply pressure of 13.79 kPa (2 psi) and check for leaks at all joints and connections.

NOTE

Use leak detector, Part No. GEJ 1188A, Type H, or equivalent, if leak-test compound (see Figure 1-2, Item 18) cannot be used due to inaccessibility of area being checked.

d. Remove all traces of leak-test compound when leaks have been eliminated.

e. Stabilize air pressure at 13.79 kPa (2 psi), then close test stand shut-off valve. Check that pressure is maintained for 24 minutes. There shall be no pressure drop during this period.

f. If air leakage is experienced, check at anti-syphon vent. (Plug vent outlet if necessary.)

g. Relieve pressure after satisfactory test and remove test stand.

69. To carry out a complete fuel system leakage check when aft fuselage is removed, proceed as follows:

a. Connect tester (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 61) to main vent line disconnect fitting at FS 288.5, using a suitable adapter.

b. Repeat Paragraph 68, Steps a, c, d, e and f.

VÉRIFICATION D'ÉTANCHÉITÉ DU CIRCUIT CARBURANT

68. Pour effectuer une vérification complète de l'étanchéité du circuit carburant quand le fuselage arrière est posé, procéder comme suit :

a. S'assurer que le robinet d'arrêt carburant est fermé, que le bouchon de remplissage est en place et fixé, et que tous les robinets de vidange du circuit sont fermés.

b. Brancher l'appareil d'essai (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 61) au mât de mise à l'air libre, au moyen d'un adaptateur approprié.

c. Amener graduellement à une pression de 13.79 kPa (2 lb/po^2) et vérifier l'étanchéité de tous les joints et raccords.

NOTA

Utiliser un détecteur de fuite, n^o de pièce GEJ 1188A, type H, ou l'équivalent, si on ne peut utiliser du composé d'essai d'étanchéité(voir figure 1-2, article 18) en raison de l'impossibilité d'accéder à la zone à vérifier.

d. Une fois les fuites disparues, éliminer toute trace de composé d'essai d'étanchéité.

e. Stabiliser la pression d'air à 13.79 kPa (2 lb/po^2), puis fermer le robinet d'arrêt du banc d'essai. Vérifier que la pression se maintient pendant 24 minutes. Il ne doit y avoir aucune chute de pression pendant cette période.

f. S'il y a fuite d'air, vérifier la mise à l'air libre de l'antisiphon. (Boucher la sortie de la mise à l'air libre au besoin.)

g. Quand l'essai est satisfaisant, relâcher la pression et retirer le banc d'essai.

69. Pour effectuer une vérification complète de l'étanchéité du circuit carburant quand le fuselage arrière est déposé, procéder comme suit :

a. Brancher l'appareil d'essai (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 61) au raccord de mise à l'air libre principale, à FS 288.5, au moyen d'un adaptateur approprié.

b. Répéter le paragraphe 68, étapes a, c, d, e et f.

c. After aft fuselage has been installed, connect tester (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 61) to vent mast using a suitable adapter.

d. Gradually apply pressure of 13.79 kPa (2 psi) to vent mast adapter.

e. Check vent system joints at fuselage break and at disconnect point at FS 288.5 using leak-test compound (see Figure 1-2, Item 18).

f. After satisfactory test, remove all traces of leak-test compound, relieve pressure and remove test stand.

FUEL
FLOW AND LOW-PRESSURE WARNING CHECK

70. The following equipment is required for this check:

a. Quick-disconnect socket (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 72).

b. Pressure gauge, (0 to 206.84 kPa) (0 to 30 psi).

c. Fuel flow control and shut-off valve.

d. Approximately 3.05 metres (10 ft) of fuel hose, 2.54 cm (1 in.) diameter.

e. Fuel container with a capacity of approximately 227.3 litres (50 imp gal).

71. Before starting fuel flow and low-pressure warning check, repeat fuel system leakage check as described in Paragraphs 68 and 69.

72. Proceed as follows:

a. Drain tank (see C-12-114-000/MF-001).

b. Level aircraft (see C-12-114-000/MF-001).

c. Uncouple fuel quick-disconnect coupling at aft face of front firewall bulkhead and connect fuel hose and socket, with pressure gauge and control valve attached, to aircraft fuel system at quick-disconnect coupling.

c. Une fois le fuselage arrière posé, brancher l'appareil d'essai (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 61) au mât de mise à l'air libre, au moyen d'un adaptateur approprié.

d. Appliquer progressivement une pression de 13.79 kPa (2 lb/po^2) à l'adaptateur du mât de mise à l'air libre.

e. Vérifier les joints du circuit de mise à l'air libre, au raccord fuselage et au point de raccordement à FS 288.5, en utilisant du composé d'essai d'étanchéité (voir figure 1-2, article 18).

f. Quand l'essai est satisfaisant, éliminer toute trace de composé d'essai d'étanchéité, relâcher la pression et retirer le banc d'essai.

VÉRIFICATION D'ALARME
DE PRESSION BASSE ET DE DÉBIT CARBURANT

70. Le matériel nécessaire à la vérification est le suivant :

a. Prise de raccord rapide (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 72).

b. Indicateur de pression (0 à 206.84 kPa) (0 à 30 lb/po^2).

c. Robinet d'arrêt et de commande de débit carburant.

d. Environ 3.05 mètres (10 pi) de tuyau souple carburant, de 2.54 cm (1 po) de diamètre.

e. Récipient à carburant d'une capacité d'environ 227.3 litres (50 gal imp).

71. Avant d'entreprendre la vérification d'alarme de pression basse et de débit carburant, effectuer une vérification d'étanchéité du circuit carburant, conformément aux paragraphes 68 et 69.

72. Procéder comme suit :

a. Vidanger le réservoir (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Mettre l'avion de niveau (voir C-12-114-000/MF-001).

c. Débrancher le raccord rapide carburant sur la face arrière de la cloison pare-feu avant et brancher le tuyau carburant et la prise de raccord rapide, avec l'indicateur de pression et le robinet de commande raccordés, au

Connect fuel hose to empty fuel container. Check that control valve is closed.

d. Check that all drains are closed.

e. Pull out all circuit-breakers.

f. Connect a 28 Vdc ground power supply to aircraft.

g. Push in the following circuit-breakers:

(1) ENGINE START IGNITION & CONTROL (2).

(2) INV FAIL IND.

(3) MASTER WARN.

(4) NO. 1 INV. CONTROL.

(5) NO. 1 INV. PWR.

(6) FUEL BOOST PUMP.

(7) FUEL LOW PRESS.

h. Add approximately 136.4 litres (30 gal) of fuel to aircraft system. Check for leaks.

NOTE

If it is required to calculate unusable fuel, an exact amount of fuel shall be added to the dry fuel tank system.

i. Set dc MASTER switch to the GRD PWR position. LOW FUEL PRESS warning light should illuminate.

j. Set START MASTER switch to the ON position. LOW FUEL PRESS warning light should extinguish.

k. Check that booster pump no-flow pressure is a minimum of 165.47 kPa (24 psi).

l. Partially open control valve to give a flow pressure of approximately 103.42 kPa (15 psi).

circuit carburant avion au raccord rapide. Brancher le tuyau carburant au récipient de carburant vide. Vérifier que le robinet de commande est fermé.

d. Vérifier que tous les drains sont fermés.

e. Désenclencher tous les disjoncteurs.

f. Brancher à l'avion une source d'alimentation de parc de 28 V c.c.

g. Enclencher les disjoncteurs suivants :

(1) ENGINE START IGNITION & CONTROL (2).

(2) INV FAIL IND.

(3) MASTER WARN.

(4) NO. 1 INV. CONTROL.

(5) NO. 1 INV. PWR.

(6) FUEL BOOST PUMP.

(7) FUEL LOW PRESS.

h. Ajouter environ 136.4 litres (30 gal) de carburant au circuit avion. Vérifier l'étanchéité.

NOTA

S'il faut calculer le carburant inutilisable, la quantité de carburant ajoutée au circuit réservoir carburant sec doit être connue avec précision.

i. Mettre l'interrupteur MASTER c.c. sur GRD PWR. Le voyant d'alarme LOW FUEL PRESS devrait s'allumer.

j. Mettre l'interrupteur START MASTER sur ON. Le voyant d'alarme LOW FUEL PRESS devrait s'éteindre.

k. Vérifier que la pression de débit nul de la pompe de gavage est de 165.47 kPa (24 lb/po^2) minimum.

l. Ouvrir partiellement le robinet de commande pour obtenir une pression de débit d'environ 103.42 kPa (15 lb/po^2).

m. Defuel at this pressure until pressure fluctuates and drops. Check that LOW FUEL PRESS warning light illuminates at 82.74 ±3.45 kPa (12 ±0.5 psi).

n. Set START MASTER switch and dc MASTER switch to their OFF positions.

o. Disconnect hose at quick-disconnect and connect aircraft and engine fuel systems at quick-disconnect coupling.

NOTE

The amount of unusable fuel (booster pump level), when the LOW FUEL PRESS warning light illuminates, shall be 9.09 litres (2 imp gal) maximum. To calculate this, subtract the fuel pumped out during this procedure from the fuel added to the tank.

m. Faire la reprise carburant à cette pression jusqu'à ce que cette dernière fluctue puis descende. Vérifier que le voyant d'alarme LOW FUEL PRESS s'allume à 82.74 ±3.45 kPa (12 ±0.5 lb/po^2).

n. Mettre les interrupteurs START MASTER et MASTER c.c. sur OFF.

o. Débrancher le tuyau au raccord rapide et brancher les circuits carburant avion et réacteur au raccord rapide.

NOTA

La quantité de carburant inutilisable (niveau de la pompe de gavage), quand le voyant d'alarme LOW FUEL PRESS s'allume, doit être de 9.09 litres (2 gal imp) maximum. Pour calculer cette quantité, soustraire le carburant pompé vers l'extérieur, pendant la vérification, du carburant ajouté dans le réservoir.

PART 6

AIRCRAFT AUXILIARY FUEL SYSTEM

DESCRIPTION – GENERAL

GENERAL

1. The main fuel system may be supplemented by the addition of two external tanks. The tanks are slung under the aircraft from pylons attached to the fuselage structure. The external tanks supply fuel on a demand basis to the main system (see Figure 6-1).

NOTE

The smoke fuel tanks cannot be jettisoned. The electrical wiring plug shall remain stowed on the bomb rack electrical connector access door.

2. The external tanks are suspended from the bomb-release shackles. A jettison system is provided whereby they can be released in case of emergency. Crutches attached to the pylon and fuselage protect the aircraft structure from the tail section of the tanks when the tanks are jettisoned.

3. Air pressure is used to transfer fuel from the external tanks to the main fuel system. The air is tapped from the canopy seal link downstream of the refrigeration unit and is reduced to the required pressure by two pressure regulators. A shut-off valve controls the air supply to the tanks. The quantity of fuel that can be transferred is metered by a fuel-level control valve in the rear LH fuel cell of the main system. A filter encloses the end of the fuel line in each tank. The fuel in the external tanks is normally used first.

4. Each tank is individually filled through a filler cap located at the top centreline of the conical nose. The filler cap is positioned so that 3 per cent of the tank capacity is expansion space.

5. A pressure switch located in the fuel line downstream of each tank operates the LOW FUEL PRESS warning light. The light illuminates with decreasing pressure at 10.34 ±3.45 kPa (1.5 ±0.5 psi), and extinguishes with increasing pressure at 24.13 ±3.45 kPa (3.5 ±0.5 psi).

PARTIE 6

CIRCUIT CARBURANT AUXILIAIRE AVION

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

GÉNÉRALITÉS

1. On peut ajouter au circuit carburant principal deux réservoirs extérieurs. Ceux-ci sont suspendus sous l'avion grâce à des mâts fixés à la structure du fuselage. Les réservoirs extérieurs fournissent du carburant à la demande au circuit principal (voir figure 6-1).

NOTA

Les réservoirs de carburant à fumée ne peuvent pas être largués. Le connecteur du câblage électrique doit demeurer rangé sur la trappe d'accès du connecteur électrique du lance-bombes.

2. Les réservoirs extérieurs sont suspendus aux manilles de largage des bombes. Un dispositif de largage est prévu pour les cas d'urgence. Des béquilles, fixées au mât et au fuselage, protègent la structure de l'avion contre les dommages que pourrait causer la queue des réservoirs quand ces derniers sont largués.

3. On utilise de l'air comprimé pour transférer le carburant des réservoirs extérieurs au circuit carburant principal. Cet air est prélevé sur le boudin de verrière, en aval du groupe de réfrigération, et est décomprimé jusqu'à la pression voulue par deux régulateurs de pression. Un robinet d'arrêt commande l'arrivée d'air aux réservoirs. La quantité de carburant pouvant être transférée est dosée par un clapet de régulation de niveau carburant, situé dans le réservoir arrière gauche du circuit principal. Un filtre loge l'extrémité de la conduite carburant dans chaque réservoir. Normalement, le carburant des réservoirs extérieurs est utilisé en premier lieu.

4. Chaque réservoir est rempli individuellement via un bouchon de remplissage situé au sommet de l'axe central du cône de nez. Le bouchon est positionné pour que 3 pour cent de la capacité volumique du réservoir servent d'espace de dilatation.

5. Un contacteur de pression, situé dans la conduite carburant en aval de chaque réservoir, excite le voyant d'alarme LOW FUEL PRESS. Le voyant s'allume lorsque la pression diminue jusqu'à 10.34 ±3.45 kPa (1.5 ±0.5 lb/po^2) et s'éteint lorsqu'elle augmente jusqu'à 24.13 ±3.45 kPa (3.5 ±0.5 lb/po^2).

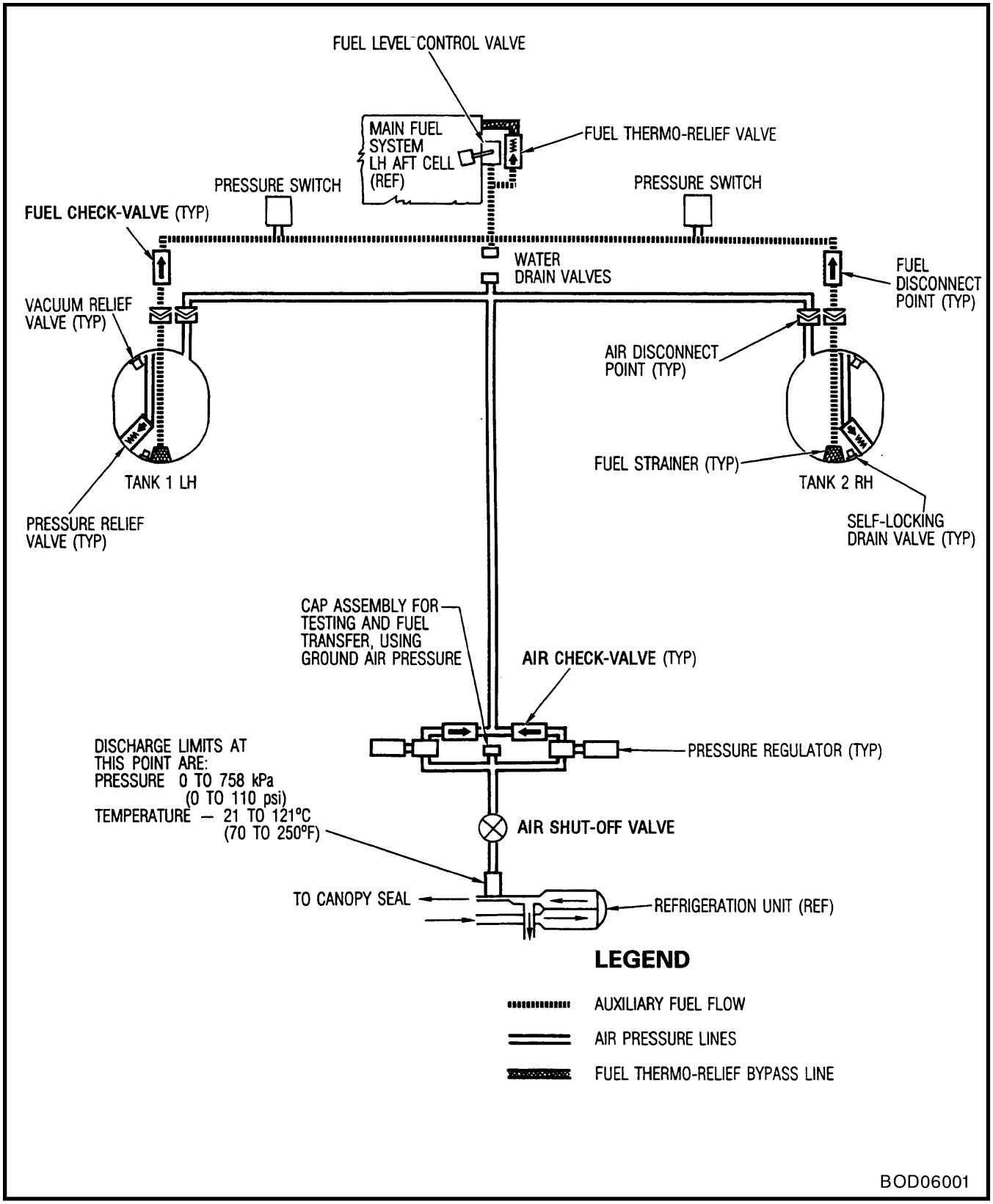


Figure 6-1 Auxiliary Fuel System – Schematic

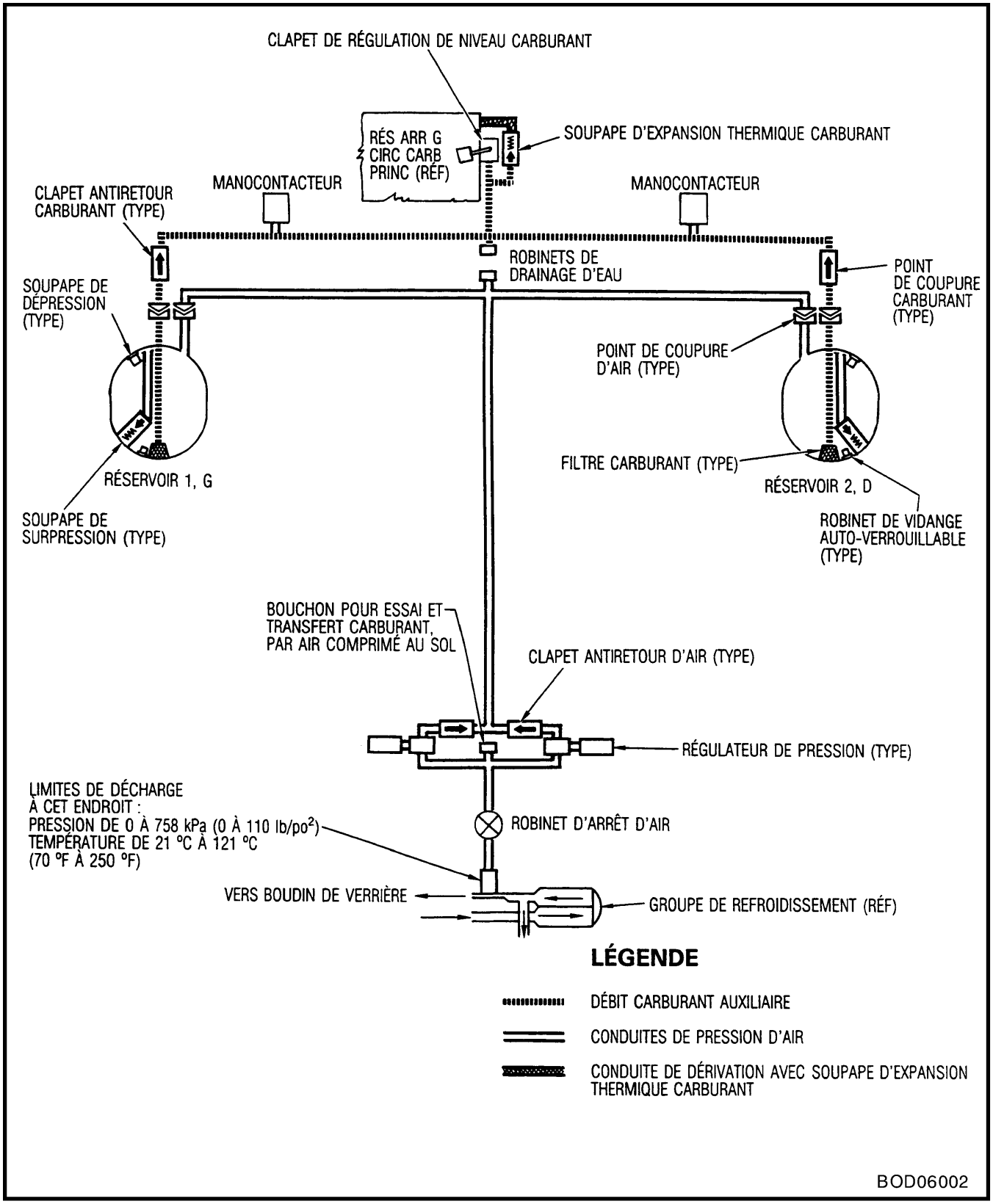


Figure 6-1 Circuit carburant auxiliaire – schéma

6. Three access panels are provided in each external tank to permit access to the interior of the tank. The panel attachment screws are torqued to a value between 2.03 and 2.82 N•m (18 and 25 in•lb).

OPERATION OF SYSTEM

7. The auxiliary fuel system is controlled by a two-position switch located on the centre console in the cockpit. Setting the EXTERNAL TANKS SELECTOR switch to the ON position opens the shut-off valve in the air-pressure line, allowing air from the supply line to pass through the pressure regulators and check-valves to the external tanks. Air pressure in the tanks forces the fuel through check valves and the fuel-level control valve into the aft LH fuel cell of the main fuel system. Fuel-pressure switches, connected into the lines downstream of each tank, control the LOW FUEL PRESS warning lights on the auxiliary fuel-control panel.

8. As fuel from the main fuel system is consumed, the fuel-level control valve opens, allowing fuel from the auxiliary system to enter the aft LH fuel cell. When the main system has been filled, the fuel-level control valve shuts off the flow from the auxiliary system until sufficient fuel is consumed to reopen the valve. This sequence is repeated until all fuel is transferred from the external tanks.

VENTS AND DRAINS

9. Drains are located at the low points in the fuel and air lines and in each external tank.

10. Each external tank is fitted with a vacuum and pressure-relief valve. The valve will open for pressure relief at a differential pressure of 51.7 to 55.2 kPa (7.5 to 8.0 psi) and for vacuum relief at 3.45 to 5.17 kPa (0.50 and 0.75 psi). A thermal-relief valve opens to prevent build-up of excessive pressure in the lines between the tank check-valves and the fuel-level control valve. The relief valve, located in a line which bypasses the fuel-level control valve, terminates in the aft LH fuel cell of the main fuel system. The valve is set to open at 82.74 ±13.79 kPa (12 ±2 psi).

6. Chaque réservoir extérieur comporte trois panneaux permettant d'accéder à l'intérieur. Les vis de fixation de ces panneaux sont serrées entre 2.03 et 2.82 N•m (18 et 25 po•lb).

FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT

7. Le circuit carburant auxiliaire est commandé par un sélecteur à deux positions situé sur le pylône de commande du poste de pilotage. Quand le sélecteur EXTERNAL TANKS SELECTOR est mis sur ON, le robinet d'arrêt dans la conduite de pression d'air s'ouvre, ce qui permet à l'air de la conduite d'alimentation de traverser les régulateurs de pression et les clapets antiretour pour atteindre les réservoirs extérieurs. La pression d'air dans les réservoirs force le carburant à traverser les clapets antiretour et le clapet de régulation de niveau carburant dans le réservoir arrière gauche du circuit carburant principal. Des contacteurs de pression carburant, montés dans les conduites en aval de chaque réservoir, commandent l'excitation des voyants d'alarme LOW FUEL PRESS sur le panneau de commande carburant auxiliaire.

8. À mesure que le carburant du circuit principal est utilisé, le clapet de régulation de niveau carburant s'ouvre pour permettre au carburant du circuit auxiliaire de pénétrer dans le réservoir arrière gauche. Quand le circuit principal est rempli, le clapet de régulation de niveau carburant coupe l'arrivée de carburant en provenance du circuit auxiliaire jusqu'à ce que la quantité de carburant utilisée soit suffisante pour rouvrir le clapet. Ce processus se répète jusqu'à ce que tout le carburant des réservoirs auxiliaires ait été transféré.

MISE À L'AIR LIBRE ET VIDANGE

9. Les drains sont situés aux points bas dans les conduites de carburant et d'air et dans chaque réservoir extérieur.

10. Chaque réservoir extérieur est muni d'une soupape de dépression et de surpression. La soupape s'ouvre pour éliminer la surpression quand le différentiel de pression est entre 51.7 et 55.2 kPa (7.5 et 8.0 lb/po^2) et pour éliminer la dépression entre 3.45 et 5.17 kPa (0.50 et 0.75 lb/po^2). Une soupape d'expansion thermique s'ouvre pour prévenir toute pression excessive dans les conduites entre les clapets antiretour des réservoirs et le clapet de régulation de niveau carburant. Cette soupape, située dans une conduite qui contourne le clapet de régulation de niveau carburant, se termine dans le réservoir arrière gauche du circuit carburant principal. La soupape est réglée pour s'ouvrir à 82.74 ±13.79 kPa (12 ±2 lb/po^2).

AUXILIARY FUEL SYSTEM COMPONENT LOCATIONS

11. For the location of components of the auxiliary fuel system, see Figure 6-2. For the electrical schematic of the auxiliary fuel system, see Figure 6-3.

SAFETY PRECAUTIONS

12. Safety precautions, as detailed in C-82-040-003/TS-001, shall be adhered to at all times when working on the fuel system.

FUELLING AND DEFUELLING SYSTEM

GENERAL

13. For information on fuelling and defuelling the auxiliary fuel system, see C-12-114-000/MF-001.

REMOVAL AND INSTALLATION OF EXTERNAL FUEL TANKS

14. **Removal of External Fuel Tanks.** Proceed as follows (see Figure 6-4):

a. Drain fuel tank (see C-12-114-000/MF-001).

b. Before commencing any work on the tanks, or if tanks are to be stored, ensure that purging procedure (see Part 5) has been carried out.

c. Back off sway braces.

d. Place tank cradle and suitable jack under tank and carefully ease weight of tank from suspension lugs.

e. Remove forward and aft fairings and open bomb-rack hooks by tripping the release lever through the pylon side access hole, releasing tank.

f. Lower tank, guiding air and fuel nipples out of adapters.

g. Remove jack, cradle and tank.

EMPLACEMENT DES ÉLÉMENTS DU CIRCUIT CARBURANT AUXILIAIRE

11. Pour l'emplacement des éléments du circuit carburant auxiliaire, voir figure 6-2. Pour le schéma électrique du circuit carburant auxiliaire, voir figure 6-3.

MESURES DE SÉCURITÉ

12. Les mesures de sécurité détaillées dans C-82-040-003/TS-001 doivent être observées en tout temps lorsqu'on travaille sur le circuit carburant.

CIRCUIT D'AVITAILLEMENT ET DE REPRISE CARBURANT

GÉNÉRALITÉS

13. Pour les renseignements sur l'avitaillement et la reprise carburant du circuit carburant auxiliaire, voir C-12-114-000/MF-001.

DÉPOSE ET POSE DES RÉSERVOIRS CARBURANT EXTÉRIEURS

14. **Dépose des réservoirs carburant extérieurs.** Procéder comme suit (voir figure 6-4) :

a. Vidanger le réservoir carburant (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Avant d'entreprendre tout travail sur les réservoirs, ou lorsque les réservoirs doivent être entreposés, s'assurer que la purge (voir Partie 5) a été effectuée.

c. Écarter les pattes calantes.

d. Placer un support de réservoir et un vérin approprié sous le réservoir, puis déplacer soigneusement le poids du réservoir pour le dégager des pattes de suspension.

e. Enlever les carénages avant et arrière, puis ouvrir les crochets du lance-bombes en désenclenchant le levier de déverrouillage par le trou donnant accès au côté du mât, ce qui déverrouille le réservoir.

f. Descendre le réservoir, en guidant les raccords de carburant et d'air hors des adaptateurs.

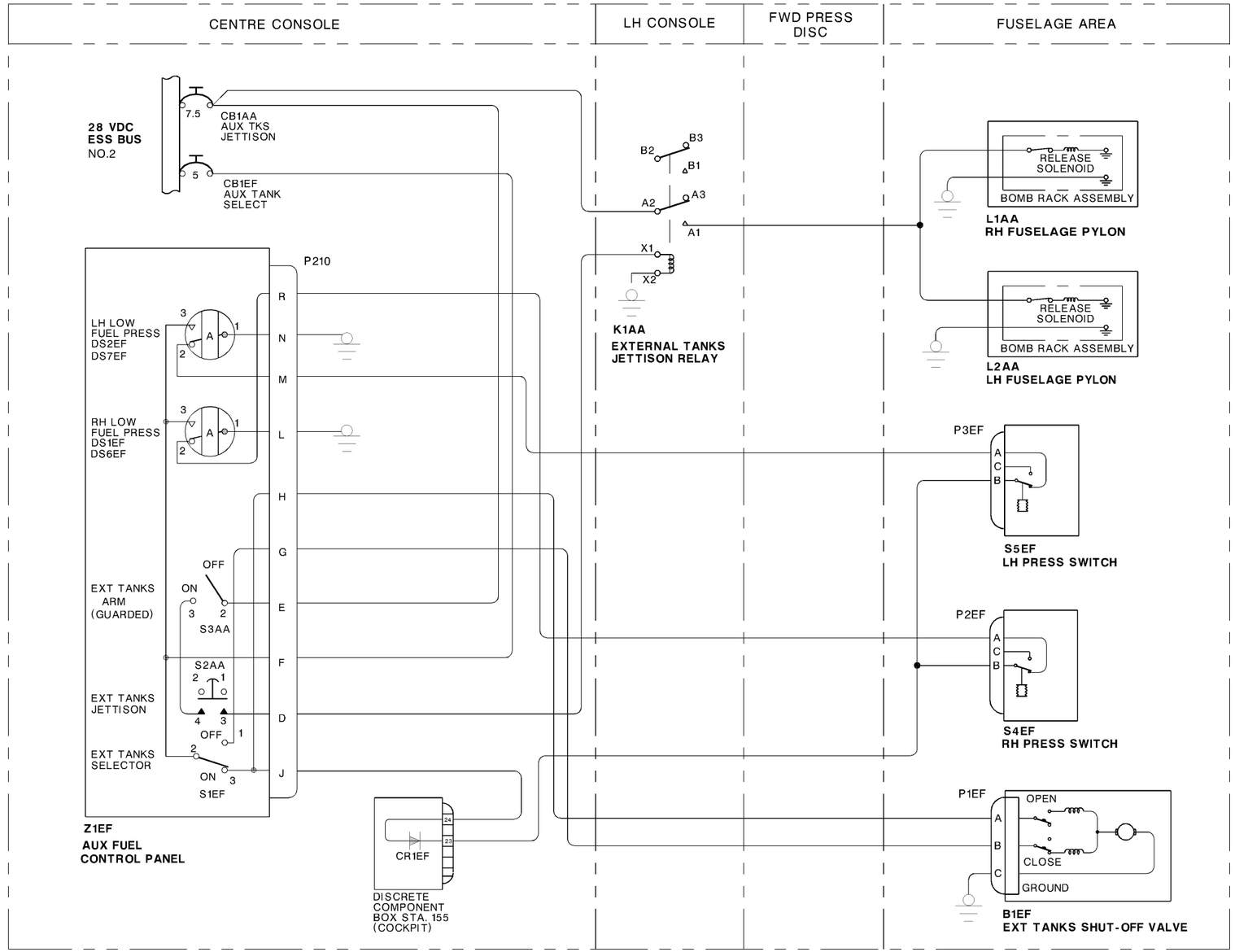
g. Enlever le vérin, le support et le réservoir.

Component Élément	Location Emplacement
Fuel tanks (2) and pylons Réservoirs carburant (2) et mâts	Lower fuselage at BL20 inboard of the wing Fuselage inférieur à BL20, à l'intérieur de l'aile
Filler tank units (2) Raccords de remplissage (2)	Top of each tank near nose Sommet de chaque réservoir, près du nez
EXTERNAL TANKS SELECTOR switch Sélecteur EXTERNAL TANKS SELECTOR	Centre console auxiliary fuel control panel Panneau de commande carburant auxiliaire sur pylône de commande
Pressure switches (2) Contacteurs de pression (2)	Between FS 259 and FS 267 Entre FS 259 et FS 267
Pressure regulators (2) Régulateurs de pression (2)	Between FS 259 and FS 267 Entre FS 259 et FS 267
Shut-off valve Robinet d'arrêt	Between FS 259 and FS 267 Entre FS 259 et FS 267
Fuel-level control valve Clapet de régulation de niveau carburant	LH fuel cell access door Trappe d'accès du réservoir carburant gauche
Drain valve (4) Robinet de vidange (4)	One in each tank One in low point of fuel and air lines Un dans chaque réservoir Un au point bas des conduites de carburant et d'air
Fuel delivery lines (2) Conduites de refoulement carburant (2)	Between FS 259 and FS 267 Entre FS 259 et FS 267
Air delivery lines (2) Conduites de refoulement d'air (2)	Between FS 259 and FS 267 Entre FS 259 et FS 267
Vacuum relief valves (2) Soupapes de dépression (2)	External tanks Réservoirs extérieurs

Figure 6-2 (Sheet 1 of 2) Auxiliary Fuel System Component Locations
Figure 6-2 (feuille 1 de 2) Emplacement des éléments du circuit carburant auxiliaire

Component Élément	Location Emplacement
Pressure relief valves (2) Soupapes de surpression (2)	External tanks Réservoirs extérieurs
Air check-valves (2) Clapets antiretour d'air (2)	Between FS 259 and FS 267 Entre FS 259 et FS 267
Thermal-relief valves (2) Soupape d'expansion thermique (2)	LH fuel cell access door Trappe d'accès du réservoir carburant gauche
Fuel check-valves (2) Clapets antiretour de carburant (2)	Between FS 259 and FS 267 Entre FS 259 et FS 267
S2 bomb racks (2) Lance-bombes S2 (2)	One in each pylon Un dans chaque mât

Figure 6-2 (Sheet 2 of 2) Auxiliary Fuel System Component Locations
Figure 6-2 (feuille 2 de 2) Emplacement des éléments du circuit carburant auxiliaire



Auxiliary Fuel System – Electrical Schematic Figure 6-3
Circuit carburant auxiliaire – schéma électrique Figure 6-3

h. If tanks are not to be re-installed, remove fuel and air adapters (see Detail A) and install sealing plugs with O-rings. Lockwire plugs with MS20995F41 wire.

i. If external tanks are not to be carried, remove fuselage crutches.

j. Attach bomb-rack cocking cable ring to clip on pylon fairing.

k. If tanks are not to be re-installed, install forward and aft fairings.

15. **Installation of External Fuel Tanks.** Proceed as follows (see Figure 6-4):

a. Before installation of the external fuel tanks, proceed as follows:

(1) Remove check-valves, Part No. 859A-6TT (see Figure 6-5, Item 1), from the tank air-pressure system.

(2) Examine valves to ensure free flow in one direction only. If a valve permits free flow in both directions, replace valve.

(3) Re-install valves with arrow pointing in direction airflow (see Figure 6-5).

(4) Carry out tank jettison check (see Paragraph 21).

b. Remove forward and aft fairings from pylon.

c. Open bomb-rack hooks by tripping the release lever through the pylon side access hole.

d. Remove sealing plugs from air- and fuel-connector fittings in fuselage.

e. Install O-ring in groove at threaded end of fuel-line and air-line adapters (see Detail A).

h. Si les réservoirs ne doivent pas être posés de nouveau, enlever les adaptateurs de carburant et d'air (voir détail A) et poser des bouchons obturateurs avec des joints toriques. Freiner les bouchons avec du fil MS20995F41.

i. Si les réservoirs extérieurs ne doivent pas être transportés, enlever les béquilles de fuselage.

j. Fixer l'anneau du câble d'accrochage du lance-bombes à l'attache sur le carénage du mât.

k. Si les réservoirs ne doivent pas être posés de nouveau, poser les carénages avant et arrière.

15. **Pose des réservoirs carburant extérieurs.** Procéder comme suit (voir figure 6-4) :

a. Avant de poser les réservoirs carburant extérieurs, procéder comme suit :

(1) Enlever les clapets antiretour, n° de pièce 859A-6TT (voir figure 6-5, article 1) du circuit de pression d'air des réservoirs.

(2) Examiner les clapets pour s'assurer qu'il y a écoulement libre dans un sens seulement. Si un clapet permet l'écoulement dans les deux sens, le remplacer.

(3) Réinstaller les clapets avec les flèches pointant dans le sens de l'écoulement d'air (voir figure 6-5).

(4) Effectuer une vérification du dispositif de largage des réservoirs (voir paragraphe 21).

b. Enlever les carénages avant et arrière du mât.

c. Ouvrir les crochets du lance-bombes en désenclenchant le levier de déverrouillage par le trou donnant accès au côté du mât.

d. Enlever les bouchons obturateurs des raccords de carburant et d'air dans le fuselage.

e. Poser un joint torique dans la rainure à l'extrémité filetée des adaptateurs des conduites de carburant et d'air (voir détail A).

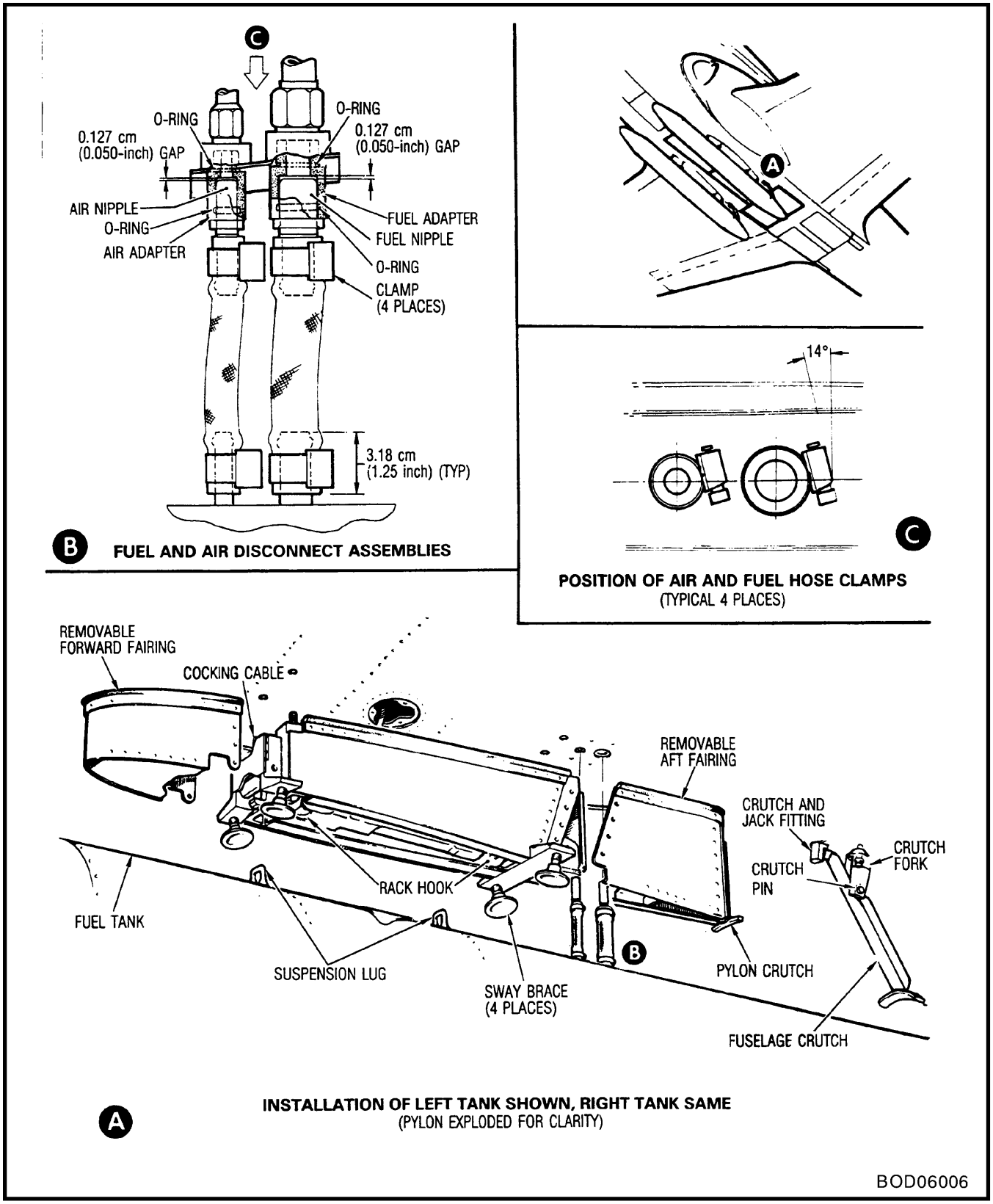


Figure 6-4 Removal and Installation of External Fuel Tanks

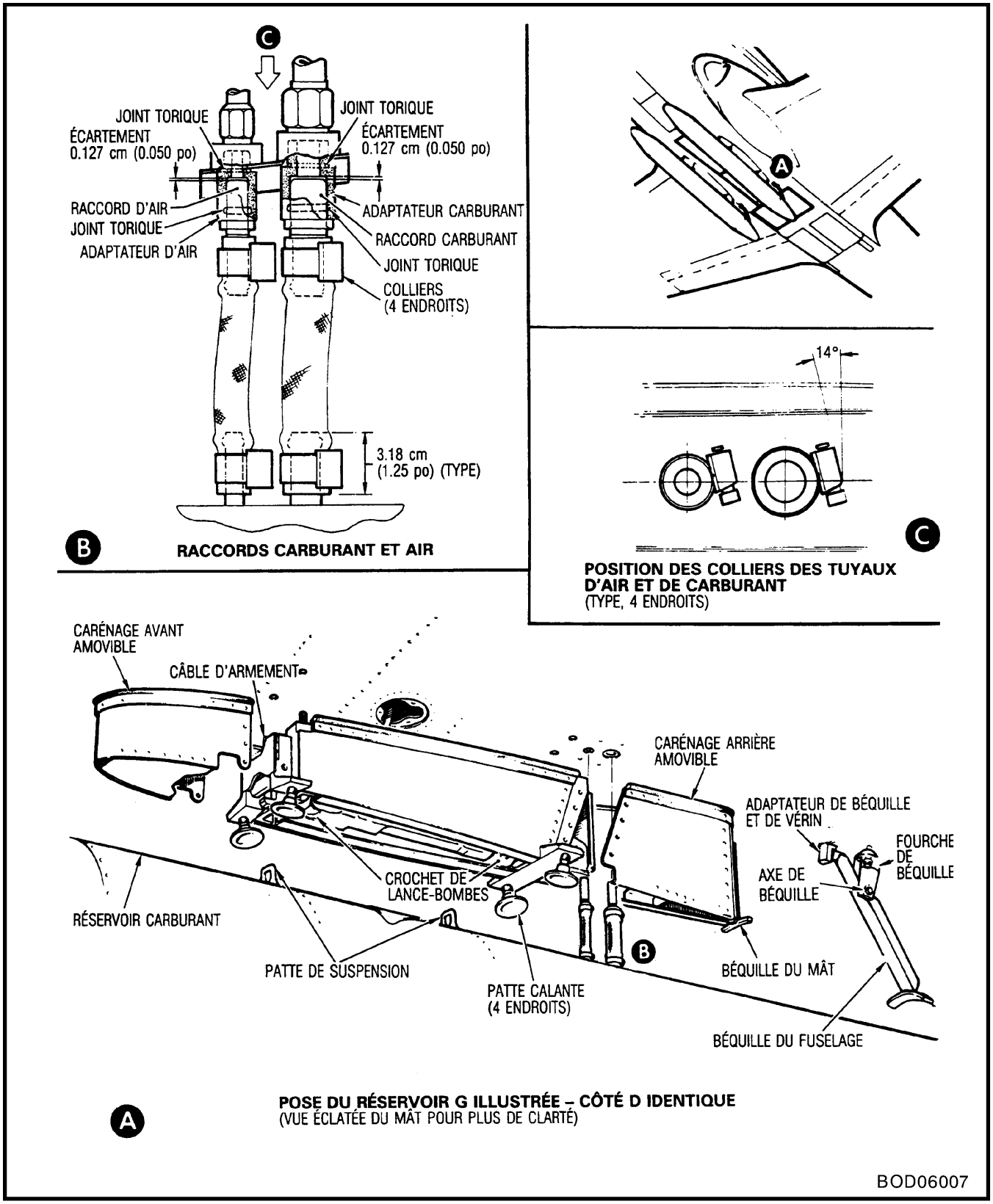


Figure 6-4 Dépose et pose des réservoirs carburant extérieurs

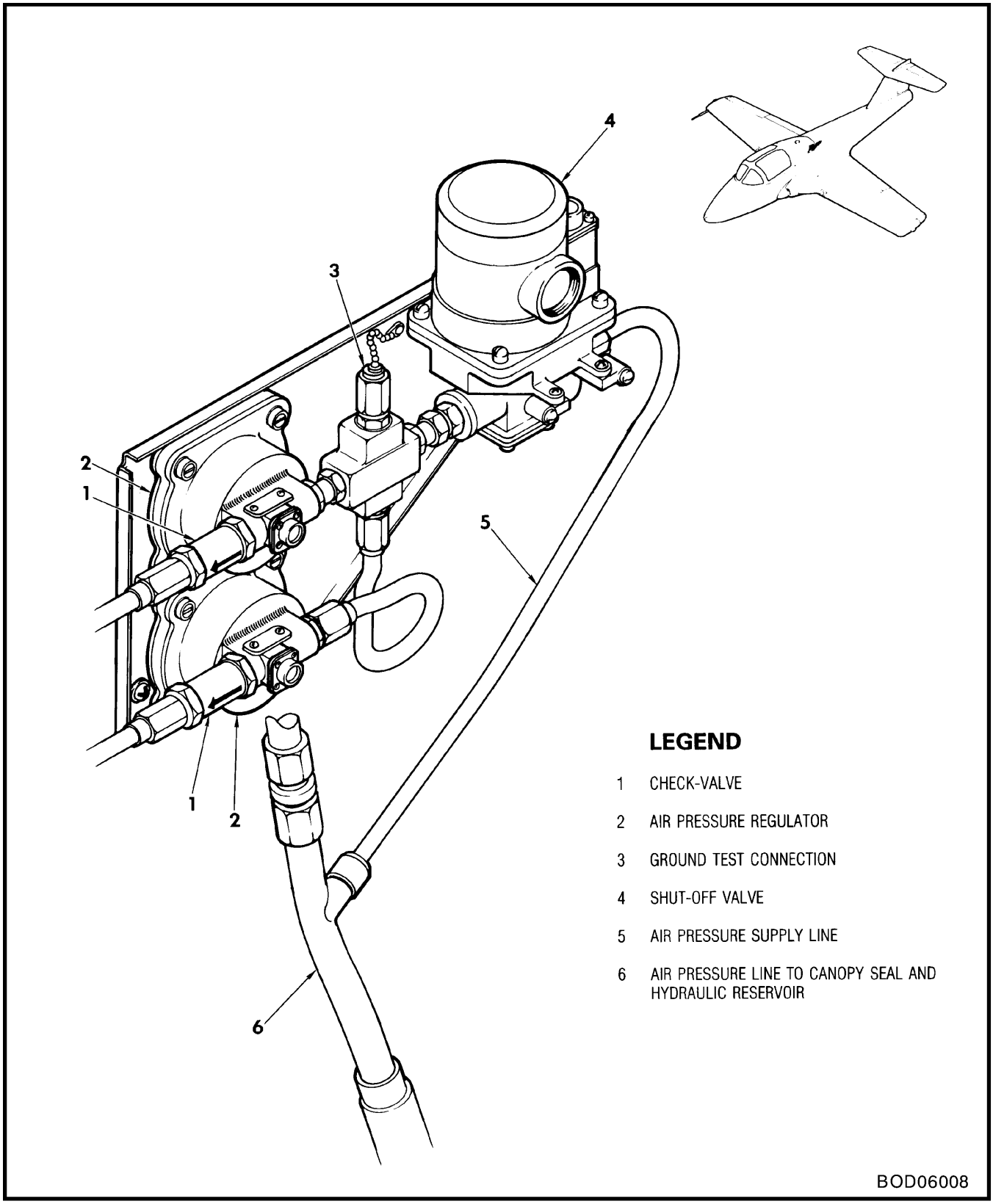


Figure 6-5 Auxiliary Fuel Air Pressure Regulator Panel

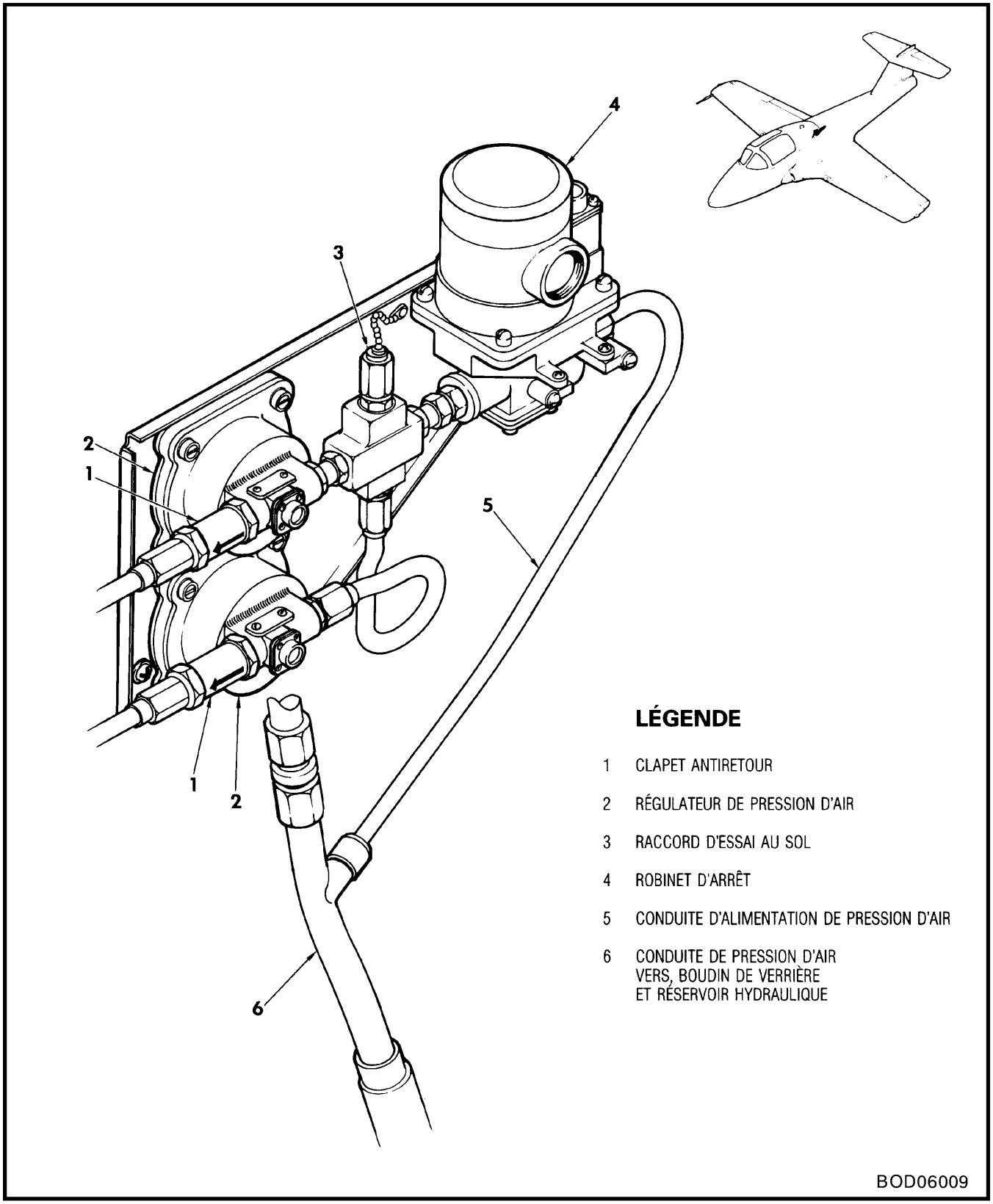


Figure 6-5 Panneau de régulateur de pression d'air du circuit carburant auxiliaire

f. Apply DC-4 compound (see Figure 1-2, Item 15) to O-rings. Install one ring in bore of fuel-line adapter and one ring in air-line adapter.

NOTE

The O-rings for the fuel-line and air-line adapter are not interchangeable.

g. Install adapters on fuel-line and air-line fittings, and torque adapters to a value between 3.95 and 4.52 N•m (35 and 40 in•lb).

h. Insert nipples into fuel and air hoses (see Detail B). Torque upper clamps to a value between 1.69 and 3.39 N•m (15 and 30 in•lb).

i. Install fuel- and air-hose assemblies on fuel-tank fittings with clamps installed loosely.

j. Install crutch fork on fuselage with washer and bolt. Lockwire bolt to crutch fork.

k. Insert crutch pin into spherical bearing of jack and crutch fitting, and attach fuselage crutch to fork with bolt, washer and nut.

l. Mount tank in cradle immediately beneath pylon and, using a suitable jack, carefully raise tank. At the same time, guide air and fuel nipples into their respective adapters. Continue raising tank until suspension lugs on tank enter bomb-rack hooks and hooks should snap shut over lugs.

NOTE

To assist in latching the bomb-rack hooks over the lugs, pull the cocking cable ring.

m. Remove jack and cradle.

n. Check installation of disconnect assemblies by pushing nipples into their adapters on fuselage fittings until they bottom, then withdraw the nipples 0.13 (+0.08) cm (0.050 [+0.030] in.) (see Detail B). While

f. Appliquer du composé DC-4 (voir figure 1-2, article 15) sur les joints toriques. Poser un joint dans l'alésage de l'adaptateur de la conduite de carburant et un autre dans l'adaptateur de la conduite d'air.

NOTA

Les joints toriques des adaptateurs des conduites de carburant et d'air ne sont pas interchangeables.

g. Poser les adaptateurs sur les raccords des conduites de carburant et d'air, et serrer les adaptateurs entre 3.95 et 4.52 N•m (35 et 40 po•lb).

h. Insérer les raccords dans les tuyaux de carburant et d'air (voir détail B). Serrer les colliers supérieurs entre 1.69 et 3.39 N•m (15 et 30 po•lb).

i. Poser les tuyaux de carburant et d'air sur les raccords des réservoirs carburant, en posant les colliers lâchement.

j. Poser la fourche de béquille sur le fuselage avec une rondelle et un boulon. Freiner le boulon au fil sur la fourche de béquille.

k. Insérer la goupille de béquille dans le palier sphérique de la ferrure de vérin et de béquille, puis fixer la béquille de fuselage à la fourche avec un boulon, une rondelle et un écrou.

l. Monter le réservoir dans le support, juste sous le mât, et, au moyen d'un vérin approprié, lever soigneusement le réservoir. En même temps, guider les raccords d'air et de carburant dans leurs adaptateurs respectifs. Continuer à lever le réservoir jusqu'à ce que les pattes de suspension sur le réservoir entrent dans les crochets du lance-bombes et que les crochets s'encliquètent en position fermée sur les pattes.

NOTA

Pour faciliter l'enclenchement des crochets du lance-bombes sur les pattes, tirer sur l'anneau du câble d'accrochage.

m. Enlever le vérin et le support.

n. Vérifier la pose des connecteurs en poussant les raccords dans leurs adaptateurs sur les ferrures de fuselage jusqu'à ce qu'ils butent au fond, puis sortir les raccords de 0.13 (+0.08) cm (0.050 [+0.030] po) (voir

setting the gap between nipples and adapters, rotate hoses and/or clamps so as to position clamps at approximately 14 degrees to tank beam (see Detail C). Torque hose clamps to a value between 1.69 and 3.39 N•m (15 and 30 in•lb).

o. Attach bomb-rack cocking cable ring to clip on pylon fairing.

p. Install forward and aft fairings on pylon.

q. Centre tank in crutch saddle and adjust four sway braces in pairs (two front and two rear) until they just touch the tank and the tank fins are in exact horizontal position. For alignment of fuel tanks using special tool, see C-12-114-000/CS-039.

r. Check that clearance between tank and crutch saddle is 0.64 cm (0.25 in.) minimum. This clearance shall be equal at all points across saddle within 0.05 cm (0.020 in.).

NOTE

To regulate this clearance, a washer, Part No. S1246-32-32-63, may be removed or installed between the crutch fork and the crutch fitting so that the bolt grip is not affected.

s. Torque all sway braces evenly in small increments to a value between 2.26 and 2.82 N•m (20 and 25 in•lb). Hold adjusting screw against movement and tighten locknuts.

NOTE

Sway brace torque shall be checked after fuelling.

t. Adjust small crutch to clear tank by 0.25 cm (0.10 in.) minimum.

u. Install bomb-rack safety pin (remove before flight).

détail B). Lorsqu'on règle l'écart entre les raccords et les adaptateurs, tourner les tuyaux ou les colliers de façon à positionner les colliers à environ 14 degrés par rapport à la poutre du réservoir (voir détail C). Serrer les colliers des tuyaux entre 1.69 et 3.39 N•m (15 et 30 po•lb).

o. Fixer l'anneau du câble d'accrochage du lance-bombes à l'attache sur le carénage du mât.

p. Poser les carénages avant et arrière sur le mât.

q. Centrer le réservoir dans le support de béquille et régler les quatre pattes calantes par paires (deux à l'avant et deux à l'arrière) jusqu'à ce qu'elles touchent à peine le réservoir et que les ailettes du réservoir soient exactement horizontales. Pour l'alignement des réservoirs carburant au moyen de l'outil spécial, voir C-12-114-000/CS-039.

r. Vérifier que le dégagement entre le réservoir et le support de béquille est de 0.64 cm (0.25 po) minimum. Ce dégagement doit être égal en tous points sur le support, à 0.05 cm (0.020 po) près.

NOTA

Pour régler le dégagement, on peut enlever ou poser une rondelle S1246-32-32-63 entre la fourche et la ferrure de béquille, afin que la prise du boulon ne soit pas modifiée.

s. Serrer toutes les pattes calantes, uniformément et par petits incréments, jusqu'à un couple de 2.26 à 2.82 N•m (20 à 25 po•lb). Retenir la vis de réglage dans son déplacement et serrer les contre-écrous.

NOTA

Vérifier le serrage des pattes calantes après le remplissage.

t. Régler la petite béquille pour la dégager du réservoir par 0.25 cm (0.10 po) minimum.

u. Poser la goupille de sécurité du lance-bombes (la retirer avant le vol).

NOTE

When not in use, safety pins shall be stored in stowage pouch in cockpit.

WARNING

Take extreme care when removing fuel-tank caps, since residual pressure may be present in the tanks.

v. Ensure that dust caps have been removed from vacuum and pressure-relief valve orifices in fuel tanks.

w. After installing external fuel tanks, refuelling, and checking pylon sway braces, carry out a tank-pressurization check as follows:

(1) Remove regular fuel-tank caps and install fuel-cap pressure gauges on LH and RH tanks.

(2) Ground-run aircraft and select EXTERNAL TANKS SELECTOR switch to the ON position.

(3) Check that RH and LH tanks pressurize. Pressures should read 41.37 ±1.72 kPa (6 ±0.25 psi). Check for fuel leaks. Return selector switch to the OFF position.

(4) Shut down engine, remove fuel-cap pressure gauges and replace regular caps.

REMOVAL AND INSTALLATION OF BOMB RACKS

16. **Removal of Bomb Racks.** Proceed as follows (see Figure 6-6):

a. Ensure that electrical power is removed from the auxiliary fuel system.

b. Remove pylon forward fairing.

c. Detach rack cocking-cable ring from clip.

NOTA

Lorsqu'elles ne sont pas utilisées, les goupilles de sécurité doivent être entreposées dans un sachet de rangement dans le poste de pilotage.

AVERTISSEMENT

Faire extrêmement attention lorsqu'on retire les bouchons des réservoirs carburant, car il peut exister une pression résiduelle.

v. S'assurer que les capuchons antipoussière ont été retirés des orifices de la soupape de dépression et de surpression dans les réservoirs carburant.

w. Après la pose des réservoirs carburant extérieurs, le remplissage, puis la vérification des pattes calantes des mâts, effectuer une vérification de mise en pression des réservoirs comme suit :

(1) Enlever les bouchons réguliers des réservoirs et poser des bouchons à indicateurs de pression sur les réservoirs gauche et droit.

(2) Faire le point fixe et mettre le sélecteur EXTERNAL TANKS SELECTOR sur ON.

(3) Vérifier que les réservoirs gauche et droit sont en pression. Les pressions indiquées doivent être de 41.37 ±1.72 kPa (6 ±0.25 lb/po^2). Vérifier l'étanchéité. Remettre le sélecteur sur OFF.

(4) Arrêter le réacteur, retirer les bouchons à indicateurs de pression et remettre les bouchons réguliers.

DÉPOSE ET POSE DES LANCE-BOMBES

16. **Dépose des lance-bombes.** Procéder comme suit (voir figure 6-6) :

a. S'assurer que l'alimentation électrique du circuit carburant auxiliaire est coupée.

b. Déposer le carénage avant du mât.

c. Détacher l'anneau du câble d'accrochage du lance-bombes de l'attache.

d. Remove nuts and bolts at forward and aft mounting points. Lower rack to expose electrical connector.

e. Disconnect electrical connector and remove bomb rack.

f. If bomb rack shall not be re-installed, stow aircraft electrical connector on inside of fuselage access door (see Detail B).

g. Install access door on fuselage, and forward fairing on pylon.

17. **Installation of Bomb Racks.** Proceed as follows (see Figure 6-6):

a. Ensure that electrical power is removed from the auxiliary fuel system.

b. Remove pylon forward fairing and electrical wiring access door from fuselage.

c. Raise rack and connect rack electrical connector to aircraft wiring connector.

d. Insert rack into pylon and secure with bolts and nuts at forward and aft rack mounting points.

e. Torque mounting bolts to a value between 1.69 and 2.26 N•m (15 and 20 in•lb). Check that bomb-release mechanism functions correctly.

f. Attach rack cocking-cable ring to clip in pylon and install forward fairing.

REMOVAL AND INSTALLATION OF PYLONS

18. **Removal of Pylons.** Proceed as follows (see Figure 6-6):

a. Ensure that electrical power is removed from the auxiliary fuel system.

b. Remove four pylon attachment bolts and washers, and lower pylon enough to expose electrical connector.

c. Disconnect bomb-rack electrical connector from aircraft wiring connector.

d. Enlever les écrous et les boulons aux points de fixation avant et arrière. Descendre le lance-bombes pour découvrir le connecteur électrique.

e. Débrancher le connecteur électrique et déposer le lance-bombes.

f. Si le lance-bombes ne doit pas être posé de nouveau, ranger le connecteur électrique sur l'intérieur de la trappe d'accès du fuselage (voir détail B).

g. Poser la trappe d'accès sur le fuselage, et le carénage avant sur le mât.

17. **Pose des lance-bombes.** Procéder comme suit (voir figure 6-6) :

a. S'assurer que l'alimentation électrique du circuit carburant auxiliaire est coupée.

b. Déposer le carénage avant du mât et la trappe d'accès du câblage électrique du fuselage.

c. Lever le lance-bombes et brancher son connecteur électrique au connecteur de câblage avion.

d. Introduire le lance-bombes dans le mât et fixer avec des boulons et des écrous aux points de fixation avant et arrière du lance-bombes.

e. Serrer les boulons de fixation entre 1.69 et 2.26 N•m (15 et 20 po•lb). Vérifier que le mécanisme de largage des bombes fonctionne bien.

f. Fixer l'anneau du câble d'accrochage du lance-bombes à l'attache dans le mât et poser le carénage avant.

DÉPOSE ET POSE DES MÂTS

18. **Dépose des mâts.** Procéder comme suit (voir figure 6-6) :

a. S'assurer que l'alimentation électrique du circuit carburant auxiliaire est coupée.

b. Enlever les quatre boulons de fixation et rondelles du mât, puis descendre le mât suffisamment pour découvrir le connecteur électrique.

c. Débrancher le connecteur électrique du lance-bombes du connecteur de câblage avion.

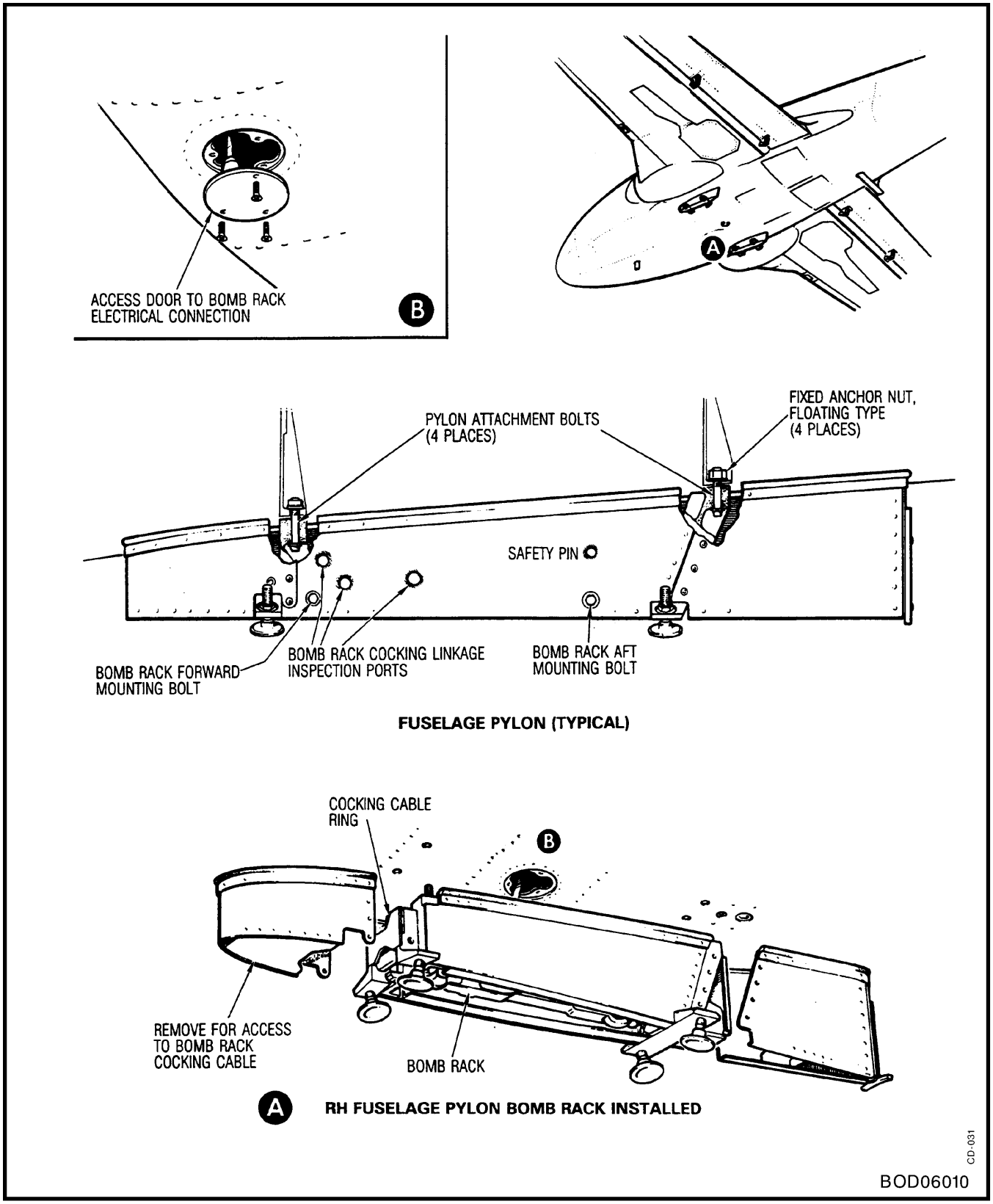


Figure 6-6 Removal and Installation of Bomb Racks and Pylons

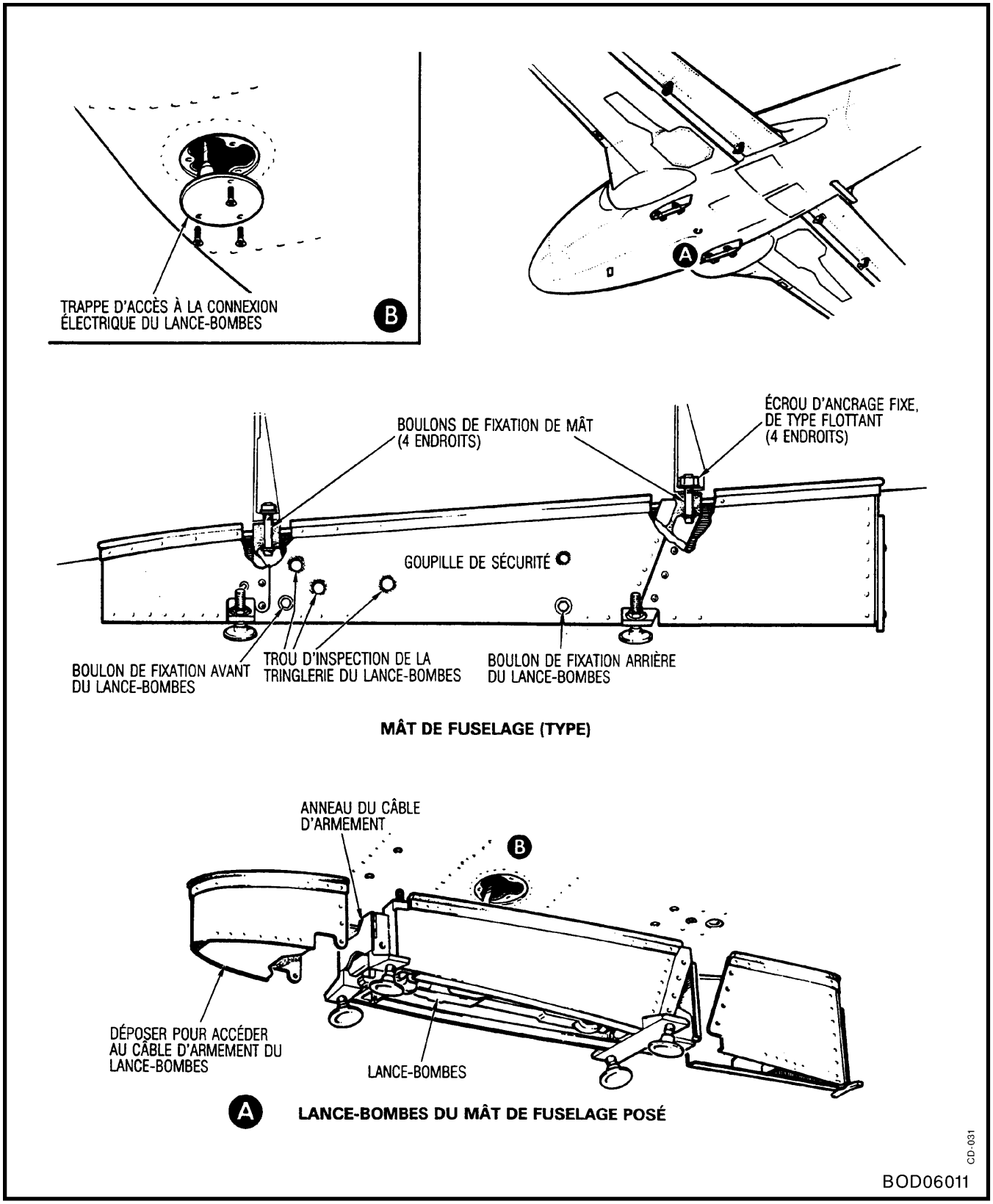


Figure 6-6 Dépose et pose des lance-bombes et des mâts

d. Stow aircraft connector on access door and install door on fuselage (see Detail B).

e. Remove fuel and air adapters, and install sealing plugs with O-rings. Lockwire plugs with MS20995F41 wire.

19. **Installation of Pylons.** Proceed as follows (see Figure 6-6):

a. Ensure that electrical power is removed from the auxiliary fuel system.

b. Remove fuselage access door to electrical connector (see Detail B).

c. Raise pylon and connect bomb-rack electrical connector to aircraft wiring connector.

CAUTION

To prevent damage to fastener threads, ensure that pylon attachment bolts are properly aligned with anchor nuts in the fuselage. Carefully engage bolts into nut threads.

d. Install pylon in position and secure with four attachment bolts and washers. Torque bolts to a value between 11.30 and 15.81 N•m (100 and 140 in•lb).

e. Store removed access door and three screws.

FUNCTIONAL CHECKS

FUEL TRANSFER CHECK

20. Proceed as follows (see Figure 6-5):

a. Level aircraft laterally and longitudinally (see C-12-114-000/MF-001).

b. Ensure that vacuum and pressure-relief valve orifices on external tanks are unobstructed.

c. Disconnect and remove tube assembly (5) attached to inlet port of air shut-off valve and pressure line (6).

d. Ranger le connecteur avion sur la trappe d'accès et poser la trappe sur le fuselage (voir détail B).

e. Déposer les adaptateurs de carburant et d'air, puis poser des bouchons obturateurs avec des joints toriques. Freiner les bouchons avec du fil MS20995F41.

19. **Pose des mâts.** Procéder comme suit (voir figure 6-6) :

a. S'assurer que l'alimentation électrique du circuit carburant auxiliaire est coupée.

b. Déposer la trappe d'accès au connecteur électrique sur le fuselage (voir détail B).

c. Lever le mât et brancher le connecteur électrique du lance-bombes au connecteur de câblage avion.

ATTENTION

Pour éviter d'endommager les filets des fixations, s'assurer que les boulons de fixation du mât sont bien alignés avec les écrous de fixation dans le fuselage. Engager soigneusement les boulons dans le filetage des écrous.

d. Mettre le mât en place et le fixer avec quatre boulons de fixation et des rondelles. Serrer les boulons entre 11.30 et 15.81 N•m (100 et 140 po•lb).

e. Ranger la trappe d'accès déposée et les trois vis.

VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT

VÉRIFICATION DU TRANSFERT CARBURANT

20. Procéder comme suit (voir figure 6-5) :

a. Mettre l'avion de niveau, latéralement et longitudinalement (voir C-12-114-000/MF-001).

b. S'assurer que les orifices de la soupape de dépression et de surpression sur les réservoirs extérieurs ne sont pas bouchés.

c. Débrancher et déposer le tube (5) raccordé à l'orifice d'entrée du robinet d'arrêt d'air et de la conduite de pression (6).

d. Connect adapter to union on air shut-off valve (4) and connect hose from test panel to adapter.

e. Fill main fuel tank with approximately 772.82 litres (170 imp gal).

f. Fill each external fuel tank with 189.57 litres (41.7 gal).

g. Secure test filler cap fitted with 0 to 206.2 kPa (0 to 30 psi) pressure gauge to each external tank.

h. Check that the following circuit-breakers are closed:

(1) AUX FUEL CONT.

(2) FUEL LOW PRESS.

(3) START AND CONTROL.

(4) FUEL LOW LEVEL.

(5) INV FAIL IND.

(6) NO. 1 INV CONTROL.

(7) MASTER WARN.

(8) AUX TKS SELECT.

(9) FUEL BOOST PUMP.

i. Connect a 28 Vdc power supply to aircraft.

j. Set EXTERNAL TANKS SELECTOR switch to the ON position.

k. Slowly apply air pressure to system while monitoring gauges on external tanks. If pressure rises above 43.09 kPa (6.25 psi), shut off air supply and check that air is being properly regulated.

l. When it is established that air is being properly regulated, open up test panel to full flow.

m. Check that when system pressure reaches 24.13 ±3.45 kPa (3.50 ±0.50 psi), LOW FUEL PRESS warning light extinguishes.

d. Brancher l'adaptateur au raccord union sur le robinet d'arrêt d'air (4) et brancher un tuyau entre le panneau d'essai et l'adaptateur.

e. Remplir le réservoir carburant principal jusqu'à environ 772.82 litres (170 gal imp).

f. Remplir chaque réservoir carburant extérieur jusqu'à environ 189.57 litres (41.7 gal).

g. Fixer le bouchon de remplissage d'essai, muni d'un indicateur de pression de 0 à 206.2 kPa (0 à 30 lb/po^2), sur chaque réservoir extérieur.

h. Vérifier que les disjoncteurs suivants sont enclenchés :

(1) AUX FUEL CONT.

(2) FUEL LOW PRESS.

(3) START AND CONTROL.

(4) FUEL LOW LEVEL.

(5) INV FAIL IND.

(6) NO. 1 INV CONTROL.

(7) MASTER WARN.

(8) AUX TKS SELECT.

(9) FUEL BOOST PUMP.

i. Brancher une source d'alimentation de 28 V c.c. à l'avion.

j. Mettre le sélecteur EXTERNAL TANKS SELECTOR sur ON.

k. Appliquer lentement la pression d'air au circuit tout en surveillant les indicateurs sur les réservoirs extérieurs. Si la pression dépasse 43.09 kPa (6.25 lb/po^2), fermer l'arrivée d'air et vérifier que l'air est bien régulé.

l. Quand on a établi que l'air est bien régulé, sélecter le débit maximal sur le panneau d'essai.

m. Vérifier que le voyant d'alarme LOW FUEL PRESS s'éteint quand la pression du circuit atteint 24.13 ±3.45 kPa (3.50 ±0.50) lb/po^2).

n. Check that fuel is being transferred by observing increase in quantity on aircraft FUEL QUANTITY gauge.

o. Transfer fuel until FUEL QUANTITY gauges shows no further increase in quantity. Record quantity gauge reading. This is the transfer shut-off level.

p. Check all connections for leaks.

q. Slowly release air pressure in main system until pressure shown on tank test gauges begins to drop. Check that LOW FUEL PRESS warning light illuminates below 10.34 ± 3.45 kPa (1.50 ±0.50 psi).

r. Disconnect electrical ground power supply.

s. Disconnect external air source and re-install tube assembly (5) on air shut-off valve (4) and pressure line (6).

t. Replace test fuel-tank filler caps with correct caps.

EXTERNAL TANK JETTISON CHECK

21. To carry out an electrical check on the jettison system before installing external tanks, proceed as follows:

a. Apply 28 Vdc ground power supply to aircraft.

b. Close AUX TKS JETTISON circuit-breaker. Solenoid in pylon shoulder should stay de-energized and hooks should stay closed.

c. Set JETTISON ARM switch to the ON position. The solenoid should stay de-energized and the hooks should stay closed.

d. Press and release the JETTISON button switch. The solenoid should energize and the pylon hooks should snap open.

e. Set the EXTERNAL TANKS SELECTOR switch to the OFF position and the JETTISON ARM switch to the OFF position with the cover closed. Open AUX TKS JETTISON and AUX TKS SELECT circuit-breakers.

n. Vérifier que le carburant est bien transféré en observant l'augmentation de la quantité carburant sur l'indicateur FUEL QUANTITY de l'avion.

o. Transférer le carburant jusqu'à ce que les indicateurs FUEL QUANTITY ne montrent plus d'augmentation de la quantité carburant. Consigner la quantité donnée par l'indicateur. C'est le niveau d'arrêt du transfert.

p. Vérifier l'étanchéité de toutes les connexions.

q. Relâcher lentement la pression d'air dans le circuit principal jusqu'à ce que les indicateurs de pression d'essai du réservoir montrent une baisse de pression. Vérifier que le voyant d'alarme LOW FUEL PRESS s'allume quand la pression descend sous 10.34 ±3.45 kPa (1.50 ±0.50 lb/po^2).

r. Débrancher l'alimentation électrique de parc.

s. Débrancher la source d'air externe et réinstaller le tube (5) sur le robinet d'arrêt d'air (4) et sur la conduite de pression (6).

t. Remplacer les bouchons de remplissage d'essai par les bouchons réguliers.

VÉRIFICATION DU DISPOSITIF DE LARGAGE DES RÉSERVOIRS EXTÉRIEURS

21. Pour effectuer une vérification électrique du dispositif de largage avant de poser les réservoirs extérieurs, procéder comme suit :

a. Brancher une source d'alimentation de parc 28 V c.c. à l'avion.

b. Enclencher le disjoncteur AUX TKS JETTISON. Le solénoïde dans le mât devrait rester désexcité et les crochets devraient rester fermés.

c. Mettre l'interrupteur JETTISON ARM sur ON. Le solénoïde devrait rester désexcité et les crochets devraient rester fermés.

d. Enfoncer puis relâcher le bouton-poussoir JETTISON. Le solénoïde devrait s'exciter et les crochets du mât devraient s'encliqueter en position ouverte.

e. Mettre le sélecteur EXTERNAL TANKS SELECTOR sur OFF et l'interrupteur JETTISON ARM sur OFF avec le couvercle fermé. Désenclencher les disjoncteurs AUX TKS JETTISON et AUX TKS SELECT.

f. Remove the 28 Vdc power from aircraft.

FUELLING AND DEFUELLING SMOKE FUEL TANKS (Snowbird aircraft only)

GENERAL

22. For information on fuelling and defuelling smoke fuel tanks, see C-12-114-000/MF-001.

REMOVAL AND INSTALLATION OF SMOKE FUEL TANKS

23. Removal of smoke fuel tanks. Proceed as follows (see Figure 6-7):

a. Drain smoke fuel tank (see C-12-114-000/MF-001).

b. Before commencing any work on tanks, or if tanks are to be stored, ensure that purging procedures (see Part 5) have been carried out.

c. Back off sway braces.

d. Disconnect fuel line from tank, guide flexible air pressure line nipple out of adapter and lower tank.

e. Place tank cradle and suitable jack under tank and carefully ease weight of tank from suspension lugs.

f. Remove forward and aft fairings and open bomb-rack hooks by tripping the release lever through the pylon side access hole, releasing the tanks.

g. Remove jack, cradle and tank.

h. Attach bomb-rack cocking cable ring to clip on pylon fairing.

i. If smoke fuel tanks are not to be re-installed, install forward and aft fairings.

f. Couper l'alimentation de 28 V c.c. de l'avion.

AVITAILLEMENT ET REPRISE CARBURANT DES RÉSERVOIRS DE CARBURANT À FUMÉE (avions Snowbird seulement)

GÉNÉRALITÉS

22. Pour les renseignements sur l'avitaillement et la reprise carburant des réservoirs de carburant à fumée, voir C-12-114-000/MF-001.

DÉPOSE ET POSE DES RÉSERVOIRS DE CARBURANT À FUMÉE

23. Dépose des réservoirs de carburant à fumée. Procéder comme suit (voir figure 6-7) :

a. Vidanger le réservoir de carburant à fumée (voir C-12-114-000/MF-001).

b. Avant d'entreprendre tout travail sur les réservoirs, ou lorsque les réservoirs doivent être entreposés, s'assurer que la purge (voir Partie 5) a été effectuée.

c. Écarter les pattes calantes.

d. Débrancher la conduite carburant du réservoir, guider le raccord de conduite flexible de pression d'air hors de l'adaptateur et descendre le réservoir.

e. Placer un support de réservoir et un vérin approprié sous le réservoir, puis déplacer soigneusement le poids du réservoir pour le dégager des pattes de suspension.

f. Enlever les carénages avant et arrière, puis ouvrir les crochets du lance-bombes en désenclenchant le levier de déverrouillage par le trou donnant accès au côté du mât, ce qui déverrouille les réservoirs.

g. Enlever le vérin, le support et le réservoir.

h. Fixer l'anneau du câble d'accrochage du lance-bombes à l'attache sur le carénage du mât.

i. Si les réservoirs de carburant à fumée ne doivent pas être posés de nouveau, poser les carénages avant et arrière.

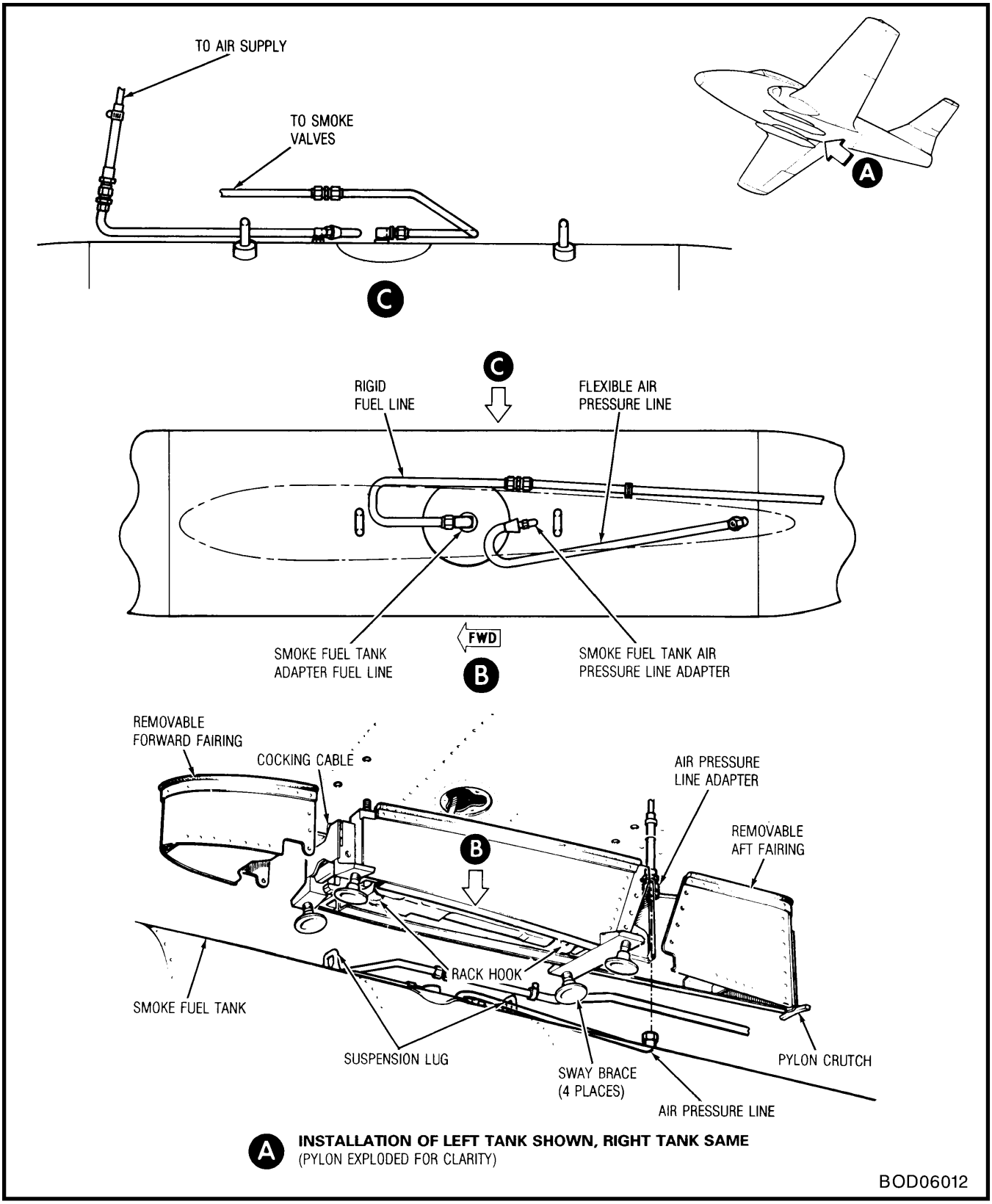


Figure 6-7 Removal and Installation of Smoke Fuel Tank (Snowbird aircraft only)

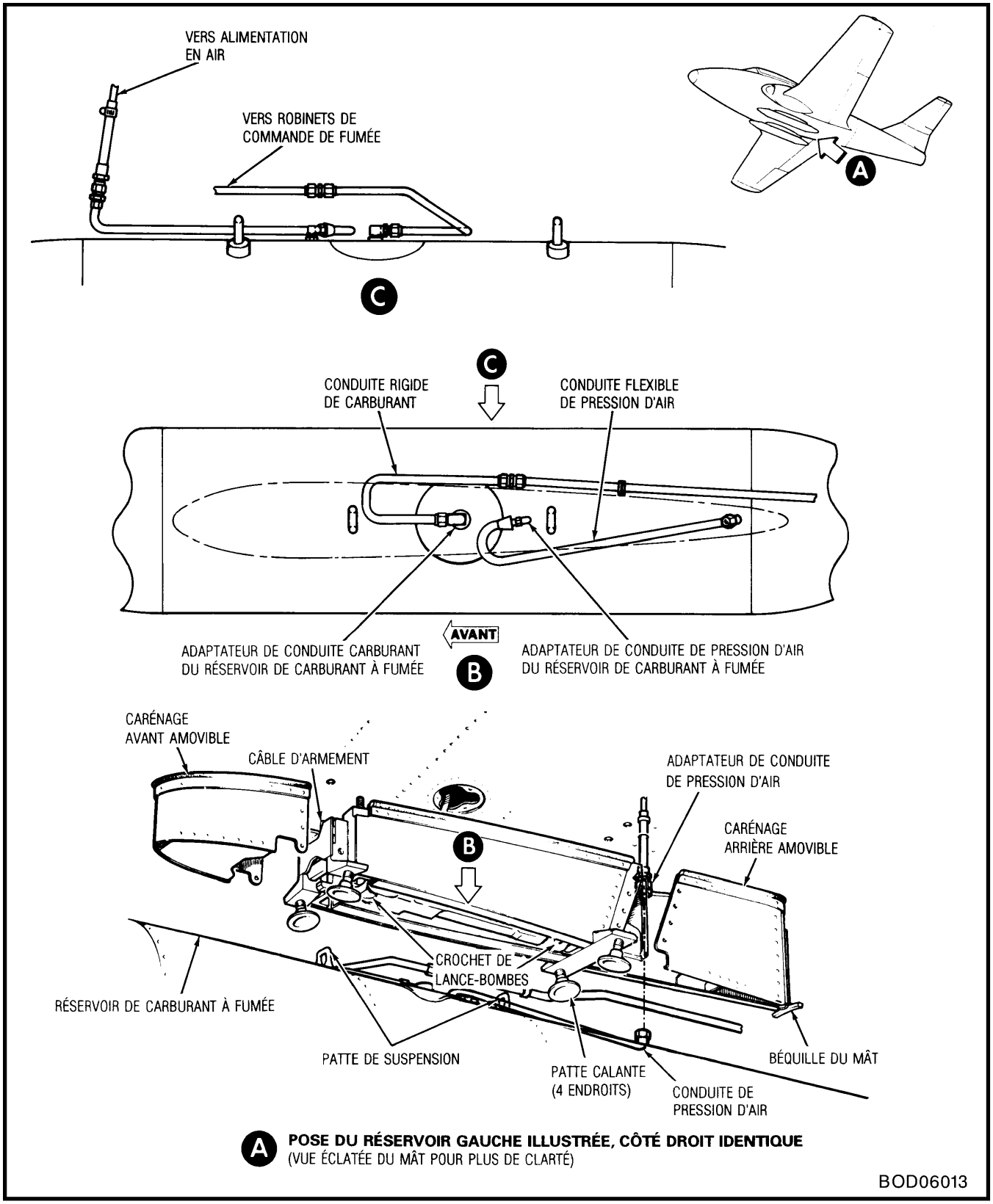


Figure 6-7 Dépose et pose des réservoirs de carburant à fumée (avions Snowbird seulement)

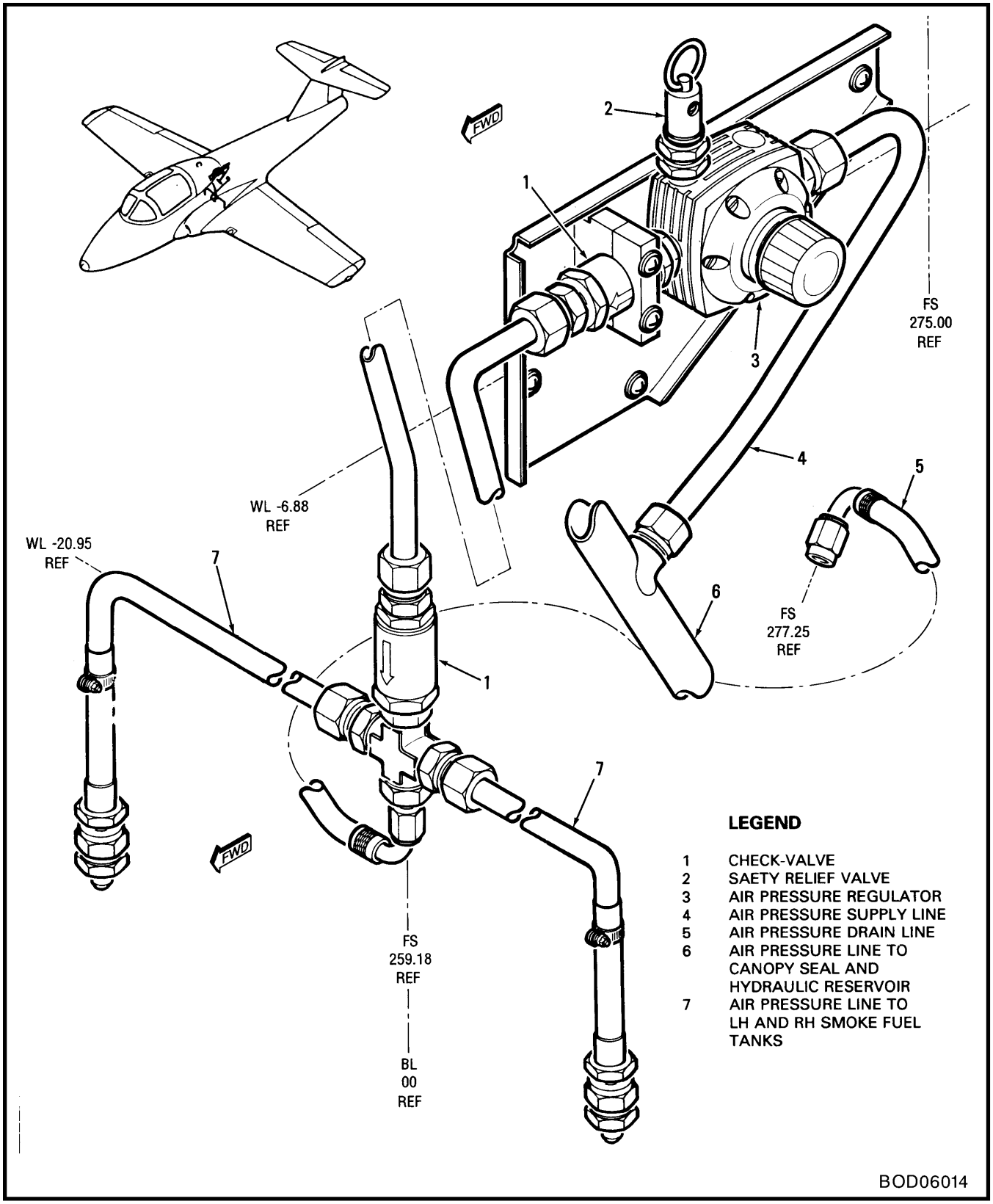


Figure 6-8 Smoke System Air Pressure Regulator Panel (Snowbird aircraft only)

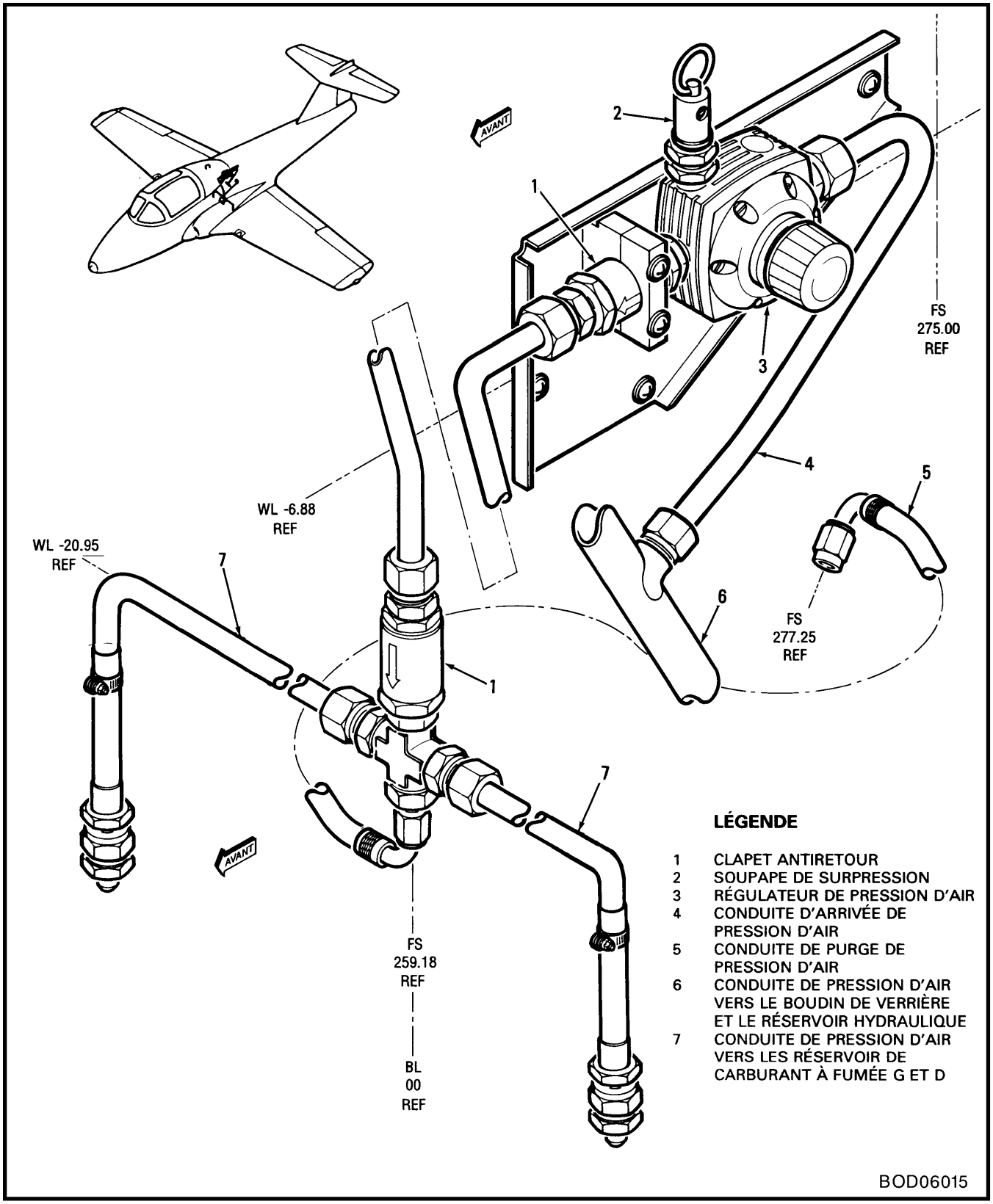


Figure 6-8 Panneau de régulation de pression d'air du système de génération de fumée (avions Snowbird seulement)

24. Installation of smoke fuel tanks. Proceed as follows (see Figure 6-7):

a. Before installation of smoke fuel tanks, proceed as follows:

(1) Remove check-valves, Part No. 311826-1 (see Figure 6-8, Item 1), from the tank air-pressure system.

(2) Examine valves to ensure free flow in one direction only. If a valve permits free flow in both directions, replace valve.

(3) Re-install valves with arrow pointing in direction air flow (see Figure 6-8).

NOTE

The smoke fuel tanks cannot be jettisoned. The electrical wiring plug shall remain stowed on the bomb-rack electrical connector access door.

b. Remove forward and aft fairings from pylon.

c. Open bomb-rack hooks by tripping the release lever through the pylon side access hole.

d. Install flexible air-hose assembly on smoke fuel tank fitting and install rigid fuel supply line.

e. Install fuel line on smoke fuel tank adapter and secure.

f. Mount tank in cradle immediately beneath pylon and using a suitable jack, carefully raise tank. At the same time, guide and secure flexible air-hose assembly into adapter. Continue raising tank until suspension lugs on tank enter bomb-rack hooks. Hooks should snap shut over lugs.

NOTE

To assist in latching the bomb-rack hooks over the lugs, pull the cocking cable ring.

g. Remove jack and cradle.

24. Pose des réservoirs de carburant à fumée. Procéder comme suit (voir figure 6-7) :

a. Avant de poser les réservoirs de carburant à fumée, procéder comme suit :

(1) Enlever les clapets antiretour, n° de pièce 311826-1 (voir figure 6-8, article 1) du circuit de pression d'air des réservoirs.

(2) Examiner les clapets pour s'assurer qu'il y a écoulement libre dans un sens seulement. Si un clapet permet l'écoulement dans les deux sens, le remplacer.

(3) Réinstaller les clapets avec les flèches pointant dans le sens de l'écoulement d'air (voir figure 6-8).

NOTA

Les réservoirs de carburant à fumée ne peuvent pas être largués. Le connecteur du câblage électrique doit demeurer rangé sur la trappe d'accès du connecteur électrique du lance-bombes.

b. Enlever les carénages avant et arrière du mât.

c. Ouvrir les crochets du lance-bombes en désenclenchant le levier de déverrouillage par le trou donnant accès au côté du mât.

d. Poser le tuyau flexible d'air sur le raccord du réservoir de carburant à fumée et poser la conduite rigide d'alimentation carburant.

e. Poser la conduite de carburant sur l'adaptateur du réservoir de carburant à fumée et la fixer.

f. Monter le réservoir dans le support, juste sous le mât, et, au moyen d'un vérin approprié, lever soigneusement le réservoir. En même temps, guider et fixer le tuyau flexible d'air dans l'adaptateur. Continuer à lever le réservoir jusqu'à ce que les pattes de suspension sur le réservoir entrent dans les crochets du lance-bombes. Les crochets devraient s'encliqueter en position fermée sur les pattes.

NOTA

Pour faciliter l'enclenchement des crochets du lance-bombes sur les pattes, tirer sur l'anneau du câble d'accrochage.

g. Enlever le vérin et le support.

h. Attach bomb-rack cocking cable ring to clip on pylon fairing.

i. Install forward and aft fairings on pylon.

j. Adjust four sway braces in pairs (two front and two rear) until they just touch the tank and the tank is in exact horizontal position.

k. Torque all sway braces evenly in small increments to a value between 2.26 and 2.82 N•m (20 and 25 in•lb). Hold adjusting screw against movement and tighten locknuts.

NOTE

Sway brace torque shall be checked after fuelling.

WARNING

Take extreme care when removing smoke fuel-tank caps, since residual pressure may be present in the tanks. To release pressure prior to opening smoke tank fuel cap, slowly remove smoke tank vent cap attached to fuel cap (see C-12-114-000/CS-069).

l. Ensure that dust caps have been removed from vacuum and pressure-relief valve orifices in smoke fuel tanks.

h. Fixer l'anneau du câble d'accrochage du lance-bombes à l'attache sur le carénage du mât.

i. Poser les carénages avant et arrière sur le mât.

j. Régler les quatre pattes calantes par paires (deux à l'avant et deux à l'arrière) jusqu'à ce qu'elles touchent à peine le réservoir et que ce dernier soit exactement à l'horizontale.

k. Serrer toutes les pattes calantes, uniformément et par petits incréments, jusqu'à un couple de 2.26 à 2.82 N•m (20 à 25 po•lb). Retenir la vis de réglage dans son déplacement et serrer les contre-écrous.

NOTA

Vérifier le serrage des pattes calantes après le remplissage.

AVERTISSEMENT

Faire extrêmement attention lorsqu'on retire les bouchons des réservoirs de carburant à fumée, car il peut exister une pression résiduelle. Pour éliminer la pression avant d'ouvrir le bouchon de remplissage de réservoir de carburant à fumée, enlever lentement le bouchon de mise à l'air libre de réservoir de caburant à fumée qui est attaché au bouchon de remplissage (voir C-12-114-000/CS-069).

l. S'assurer que les capuchons antipoussière ont été retirés des orifices de la soupape de dépression et de surpression dans les réservoirs de carburant à fumée.

PART 7

OIL SYSTEM

DESCRIPTION – GENERAL

GENERAL

1. The engine has a pressurized closed-circuit lubrication system which delivers oil (see Figure 1-2, Item 17) to all parts of the engine which require lubrication during engine operation. After oil has been supplied to these parts, it flows to the sumps. The oil from the sumps is recovered and recirculated through the system.

OIL SYSTEM MAIN COMPONENTS

2. The main components of the engine oil system are located beneath the compressor section. For a list of components and their location, see Figure 7-1.

OIL FLOW

3. Oil from the tank is pumped via the oil cooler and oil filter into the accessory gearbox. Part of the oil services the gearbox, the remainder flows through the gearbox to two outlet ports on the left-hand side of the gearbox. One of the outlet ports leads through an external line to the No. 1 bearing. The other outlet port leads, through external lines, to the transfer gearbox and to the mainframe. This line services the internal bearings, seals and gears of the engine. The five scavenge elements of the pump assembly pick up the oil which collects in the engine sumps and return it to the oil tank.

OIL SYSTEM PRESSURIZATION

4. A closed vent system is provided to ensure pressurization at the inlets of the pressure and scavenge pumps to provide a positive supply of oil at all times during engine operation. The sumps are pressurized by seal leakage air that enters the sumps. Vent lines and check valves between the sumps, gearboxes and oil tank maintain a balanced pressure and also prevent over-pressurization by venting air directly to the oil tank. A pressure-relief valve on the outboard side of the tank controls pressure in the

PARTIE 7

CIRCUIT D'HUILE

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

GÉNÉRALITÉS

1. Le réacteur comporte un circuit fermé de lubrification sous pression, qui fournit l'huile (voir figure 1-2, article 17) à toutes les pièces du réacteur devant être lubrifiées pendant leur fonctionnement. Après avoir traversé ces pièces, l'huile se ramasse dans les carters. De là, elle est récupérée et recirculée dans le circuit.

ÉLÉMENTS PRINCIPAUX DU CIRCUIT D'HUILE

2. Les éléments principaux du circuit d'huile réacteur sont situés sous la section compresseur. Pour la liste de ces éléments et de leur emplacement, voir figure 7-1.

CIRCULATION DE L'HUILE

3. L'huile en provenance du réservoir est pompée, via le refroidisseur d'huile et le filtre à huile, dans le boîtier d'entraînement des accessoires. Une partie de l'huile sert au boîtier d'entraînement des accessoires, et le reste traverse le boîtier jusqu'aux deux orifices de sortie situés sur le côté gauche du boîtier. Un des orifices de sortie mène, via une conduite externe, au palier n° 1. L'autre orifice mène, via des conduites externes, au boîtier de renvoi d'angle et au carter principal du réacteur. Ces conduites assurent la lubrification des paliers, joints et engrenages internes du réacteur. Les cinq éléments de récupération de la pompe reprennent l'huile accumulée dans les carters du réacteur et la renvoient au réservoir d'huile.

MISE EN PRESSION DU CIRCUIT D'HUILE

4. Un circuit fermé de mise à l'air libre assure la mise en pression aux entrées des pompes de pression et de récupération, pour maintenir une arrivée d'huile positive en tout temps pendant le fonctionnement du moteur. Les carters sont mis en pression par l'air de fuite qui entre dans les carters. Les conduites de mise à l'air libre et les clapets antiretour entre les carters, les boîtiers d'engrenage et le réservoir d'huile équilibrent la pression et empêchent la surpression par la mise à l'air libre

Component Élément	Location Emplacement
Lubrication and scavenge pumps Pompes de lubrification et de récupération	On rear RH pad of accessory gear box Point d'appui arrière droit du boîtier d'entraînement des accessoires
Oil tank Réservoir d'huile	Secured to lubrication pump Fixé à la pompe de lubrification
Oil cooler Refroidisseur d'huile	Installed on oil tank Monté sur le réservoir d'huile
Oil filter Filtre à l'huile	Inside the pump casing À l'intérieur du carter de la pompe
Oil pressure transmitter Transmetteur de pression d'huile	On bracket on right-hand side of front frame Sur le support du côté droit du cadre d'admission
Scavenge oil temperature tap Prise de température d'huile de récupération	RH scavenge tube Tube de récupération

Figure 7-1 Oil System Component Locations
Figure 7-1 Emplacement des éléments du circuit d'huile

system by venting overboard any air in excess of 17.24 ±3.45 kPa (2.5 ±0.5 psi). A small orifice through the centre of this valve provides for system depressurization at engine shutdown. For further information on the oil system and its engine-mounted components, see C-14-165-000/MF-000.

directe au réservoir d'huile. Une soupape de surpression,montée sur le côté extérieur du réservoir, régule la pression dans le circuit par la mise à l'air libre à l'extérieur de toute pression d'air excédant 17.24 ±3.45 kPa (2.5 ±0.5 lb/po^2). Un petit orifice au centre de la soupape assure la mise hors pression du circuit à l'arrêt du réacteur. Pour plus de renseignements sur le circuit d'huile et sur ses éléments montés sur le réacteur, voir C-14-165-000/MF-000.

OIL FILLER ASSEMBLY

5. The oil filler assembly is installed in a recess at FS 304 on the right-hand side. An oil scupper drain is located at the low point of this recess. The assembly consists of a filler cap and a welded assembly. A safety bracket is riveted to the filler-cap access panel, which will interfere with the closing of the access panel if the filler cap is not properly secured. The welded assembly consists of an adapter and connector. The connector has two ports, one for the tank inlet oil pipe and the other for the tank vent pipe. The connector flange is drilled and tapped for four Heli-coil inserts which attach the assembly to the aircraft. A dipstick is cotter-pinned to the filler cap and engraved to indicate FULL.

RACCORD DE REMPLISSAGE D'HUILE

5. Le raccord de remplissage d'huile est monté dans une cavité à FS 304 sur le côté droit. Un drain de dalot d'huile est situé au point bas de la cavité. L'ensemble comprend un bouchon de remplissage et un raccord soudé. Une ferrure de sûreté, rivetée au panneau d'accès du bouchon de remplissage, empêche la fermeture du panneau si le bouchon n'est pas bien fixé. Le raccord soudé comprend un adaptateur et un connecteur. Le connecteur a deux orifices, dont un pour le tuyau d'alimentation en huile du réservoir et l'autre pour la mise à l'air libre du réservoir. Le rebord du connecteur est percé et taraudé pour recevoir quatre pièces filetées rapportées, qui servent à fixer l'ensemble à l'avion. Une jauge graduée est fixée au bouchon par une goupille fendue et porte un inscription FULL pour indiquer le niveau plein.

REMOVAL AND INSTALLATION OF OIL FILLER ASSEMBLY

6. To remove the oil filler assembly, drain the oil. Detach vent and inlet pipes from connector. Cap open ends of pipes. Unscrew one of attaching screws and loosen the remainder. Twist assembly to remove from keyhole slots below scupper assembly. For installation, reverse the removal procedure.

NOTE

Following installation of the oil filler assembly in the fuselage recess, ensure that the inlet flexible hose is not twisted by backing-off hose end nut at filler assembly. Retorque nut, ensuring that hose does not rotate.

DÉPOSE ET POSE DU RACCORD DE REMPLISSAGE D'HUILE

6. Pour déposer le raccord de remplissage, vidanger l'huile. Détacher les tuyaux de mise à l'air libre et d'alimentation sur le connecteur. Boucher les extrémités ouvertes des tuyaux. Dévisser une des vis de fixation et desserrer les autres. Tourner le raccord de remplissage pour le retirer des trois fentes allongées sous le dalot. Pour la pose, suivre la méthode de dépose en sens inverse.

NOTA

Après la pose du raccord de remplissage d'huile dans la cavité du fuselage, s'assurer que le tuyau flexible d'alimentation n'est pas tordu en dévissant l'écrou de l'extrémité du tuyau au niveau du raccord de remplissage. Resserrer l'écrou, en s'assurant que le tuyau ne tourne pas.

OIL SYSTEM SERVICING AND MAINTENANCE

7. For information on maintenance and servicing of the oil system components, see C-14-165-000/MF-000.

ENTRETIEN COURANT ET MAINTENANCE DU CIRCUIT D'HUILE

7. Pour l'entretien courant et la maintenance des éléments du circuit d'huile, voir C-14-165-000/MF-000.

OIL TEMPERATURE WARNING SWITCH

8. **General.** The thermal-type high oil-temperature warning switch consists of a housing, one end of which has an electrical connector. The contact-making end consists of a bi-metallic element which is installed in the engine lubrication system to give warning of high oil temperature. The switch makes or breaks the electrical circuit to a warning light on the annunciator panel. The switch completes a circuit when contact tip temperature rises to 178 to 186 degrees C (352 to 368 degrees F) for Part No. 41A-50703-2 or, for Part No. 41A-50703-4, 188 to 196 degrees C (370 to 386 degrees F), and will break the circuit on a falling temperature of not less than 176 degrees C (349 degrees F). For the electrical schematic of the oil-temperature warning system, see Figure 7-2.

NOTE

Flickering of the warning light as a result of intermittent contact in the operating range is cause for rejection of the warning switch.

9. **Operation Check.** To check the operation of the high oil-temperature warning system, proceed as follows:

a. Energize the cockpit No. 1 dc essential bus (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-1).

b. Ensure that the MASTER WARN circuit-breaker located on the centre console is pushed in.

c. Connect a temporary ground on the high oil-temperature switch connection located on the engine or to pin P of the engine disconnect P1.

d. Check that the HIGH OIL TEMP light on the annunciator panel is illuminated and the MASTER CAUTION light is flashing. Check that the MASTER CAUTION light extinguishes when pressed. The HIGH OIL TEMP light will remain illuminated.

e. De-energize the cockpit No. 1 dc essential bus and remove temporary ground.

CONTACTEUR D'ALARME DE TEMPÉRATURE D'HUILE

8. **Généralités.** Le contacteur d'alarme de température d'huile élevée (de type thermique) consiste en un logement dont une extrémité est munie d'un connecteur électrique. L'extrémité assurant le contact est un élément bimétallique monté dans le circuit de lubrification réacteur pour donner l'alarme en cas de température d'huile élevée. Le contacteur ouvre ou ferme le circuit électrique vers un voyant d'alarme situé sur le panneau annonciateur. Le contacteur ferme le circuit quand la température à l'extrémité de contact monte entre 178 et 186 degrés C (352 et 368 degrés F) pour le n° de pièce 41A-50703-2 ou entre 188 et 196 degrés C (370 et 386 degrés F) pour le n° de pièce 41A-50703-4, et il ouvre le circuit quand la température descend à pas moins de 176 degrés C (349 degrés F). Pour le schéma électrique du circuit d'alarme de température d'huile, voir figure 7-2.

NOTA

S'il le voyant d'alarme clignote à cause d'un contact intermittent dans la plage de fonctionnement, mettre le contacteur d'alarme au rebut.

9. **Vérification de fonctionnement.** Pour vérifier le fonctionnement du circuit d'alarme de température d'huile élevée, procéder comme suit :

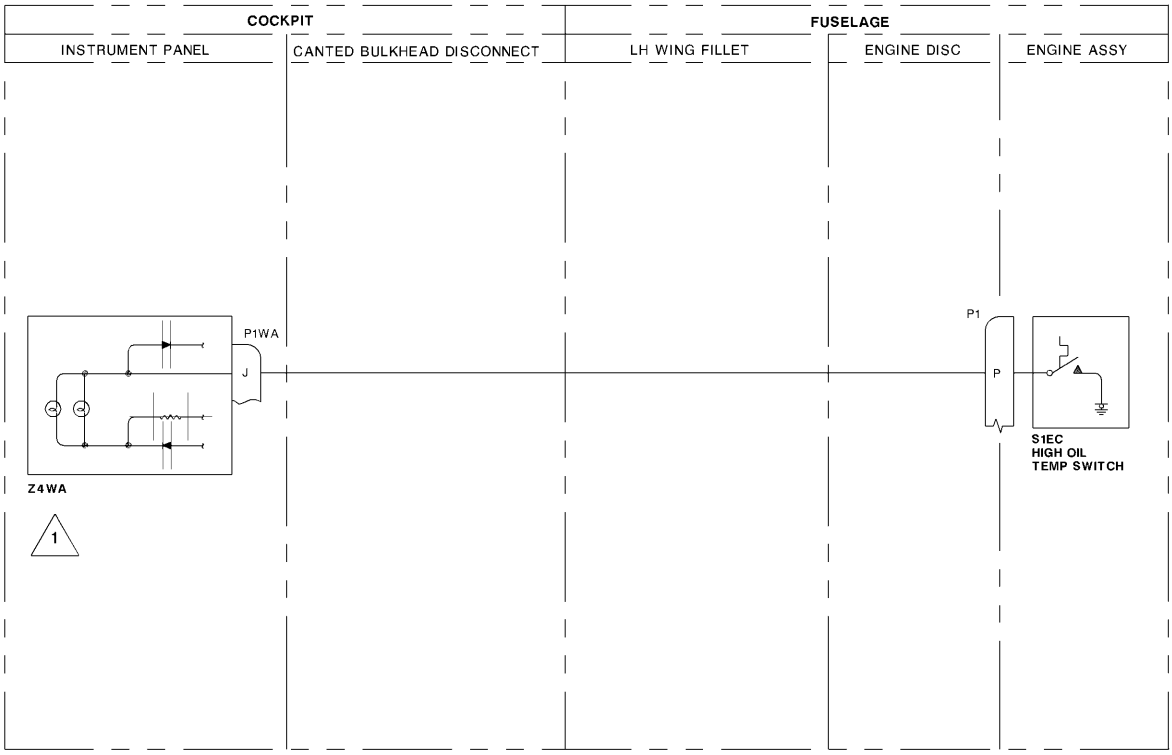
a. Mettre sous tension le bus essentiel c.c. n° 1 du poste de pilotage (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-1).

b. S'assurer que le disjoncteur MASTER WARN, sur le pylône de commande, est enclenché.

c. Brancher une masse provisoire à la borne du contacteur de température d'huile élevée située sur le réacteur ou à la broche P sur le connecteur P1 du réacteur.

d. Vérifier que le voyant HIGH OIL TEMP du panneau annonciateur est allumé et que le voyant MASTER CAUTION clignote. Vérifier que le voyant MASTER CAUTION s'éteint quand on l'enfonce. Le voyant HIGH OIL TEMP reste allumé.

e. Mettre hors tension le bus essentiel c.c. n° 1 du poste de pilotage et débrancher la masse provisoire.



NOTE:

1 FOR CONTINUATION REFER TO C-12-114-000/DW-001, MASTER WARNING CONTROL SCHEMATIC

BOD07002

Figure 7-2 Engine Oil Temperature Warning System – Electrical Schematic
Figure 7-2 Circuit d'alarme température d'huile réacteur – schéma électrique

OIL PRESSURE TRANSMITTER

10. The oil pressure transmitter is installed in the oil pressure system forward of the bleed valve on the RH side of the engine. It operates on the autosyn principle to transmit lubrication system oil pressure to a cockpit-mounted indicator. For further information on the oil-pressure indicating system, see C-12-114-0E0/MF-001.

TRANSMETTEUR DE PRESSION D'HUILE

10. Le transmetteur de pression d'huile est monté dans le circuit de pression d'huile, en avant de la vanne de prélèvement sur le côté droit du réacteur. Ce dispositif autosyn transmet le signal de pression d'huile du circuit de lubrification à un indicateur monté dans le poste de pilotage. Pour plus de renseignements sur le circuit d'indication de pression d'huile, voir C-12-114-0E0/MF-001.

PART 8

STARTING AND IGNITION SYSTEMS

DESCRIPTION – GENERAL

GENERAL

1. The starting system provides a means of starting the engine on the ground or restarting in flight. The system consists of a starter/generator, an AIR START indicator light, an ignition system, a starting contactor, engine-speed sensing switches, two nickel-cadmium batteries and the necessary switches, a time-delay relay and relays (see Figure 8-1).

2. Engine ignition is provided by a dual-output capacitor-discharge ignition unit which is electrically connected to two igniter plugs immersed in the combustor. Ignition is accomplished by an intense electrical spark produced at the igniter plugs and ceases upon completion of the engine starting cycle, combustion being self-supporting once ignition has been accomplished. In the event of an engine flameout, depressing and releasing the LH or RH AIR START push-button initiates an air start sequence with an ignition-on cycle and the illumination of the AIR START indicator light. The ignition cycle is on and the AIR START indicator light is illuminated for 25 (±2.5) seconds as controlled by the time-delay relay.

NOTE

In the case of a time-delay relay failure, the ignition will come on only when either AIR START push-button is depressed.

3. The engine may be started either with a Ground Power Unit (GPU) or using the internal batteries. The dc MASTER switch shall be selected to the respective position to permit starting from either the GPU or batteries. For the electrical schematic of the starting and ignition system, see Figure 8-2.

STARTER/GENERATOR

4. A 28-volt 300-ampere starter/generator is installed on the rear pad, left-hand side, of the accessory gearbox. The generator supplies power for the electrical system of the aircraft when the engine is operating under normal conditions. The starter/generator acts as a starter for cranking the engine until the engine attains approximately 36 per cent rpm. The starter/generator is cooled by a compressor

PARTIE 8

CIRCUITS DE DÉMARRAGE ET D'ALLUMAGE

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

GÉNÉRALITÉS

1. Le circuit de démarrage permet la mise en marche du réacteur au sol ou son rallumage en vol. Le circuit comprend une génératrice-démarreur, un voyant indicateur AIR START, un circuit d'allumage, un contacteur de démarrage, des contacteurs de détection de régime réacteur, deux batteries nickel-cadmium, les interrupteurs nécessaires, un relais temporisé et d'autres relais (voir figure 8-1).

2. L'allumage du réacteur est assuré par un boîtier d'allumage à décharge par condensateur double sortie, relié électriquement à deux bougies d'allumage noyées dans la chambre de combustion. L'allumage se fait par une étincelle électrique intense produite entre les bougies et cesse à la fin du cycle de démarrage réacteur, la combustion s'entretenant d'elle-même une fois que l'allumage a eu lieu. En cas d'extinction du réacteur, l'enfoncement suivi du relâchement du bouton-poussoir AIR START gauche ou droit déclenche le processus de démarrage pneumatique avec cycle d'allumage et excitation du voyant indicateur AIR START. Le cycle d'allumage est activé et le voyant indicateur AIR START est allumé pendant une période de 25 (±2.5) secondes, grâce à l'action du relais temporisé.

NOTA

En cas de panne du relais temporisé, l'allumage s'amorce seulement si un des boutons-poussoirs AIR START est enfoncé.

3. On peut faire démarrer le réacteur au moyen d'un groupe électrogène de parc (GPU) ou de batteries internes. L'interrupteur MASTER c.c. doit être sur la position appropriée pour permettre le démarrage par le GPU ou par les batteries. Pour le schéma électrique du circuit de démarrage et d'allumage, voir figure 8-2.

GÉNÉRATRICE-DÉMARREUR

4. Une génératrice-démarreur 28 volts 300 ampères est montée sur le bossage arrière, côté gauche, du boîtier d'entraînement des accessoires. La génératrice fournit l'alimentation aux circuits électriques de l'avion lorsque le réacteur fonctionne en conditions normales. La génératrice-démarreur sert de démarreur pour lancer le réacteur jusqu'à ce que celui-ci atteigne environ 36 pour cent de régime.

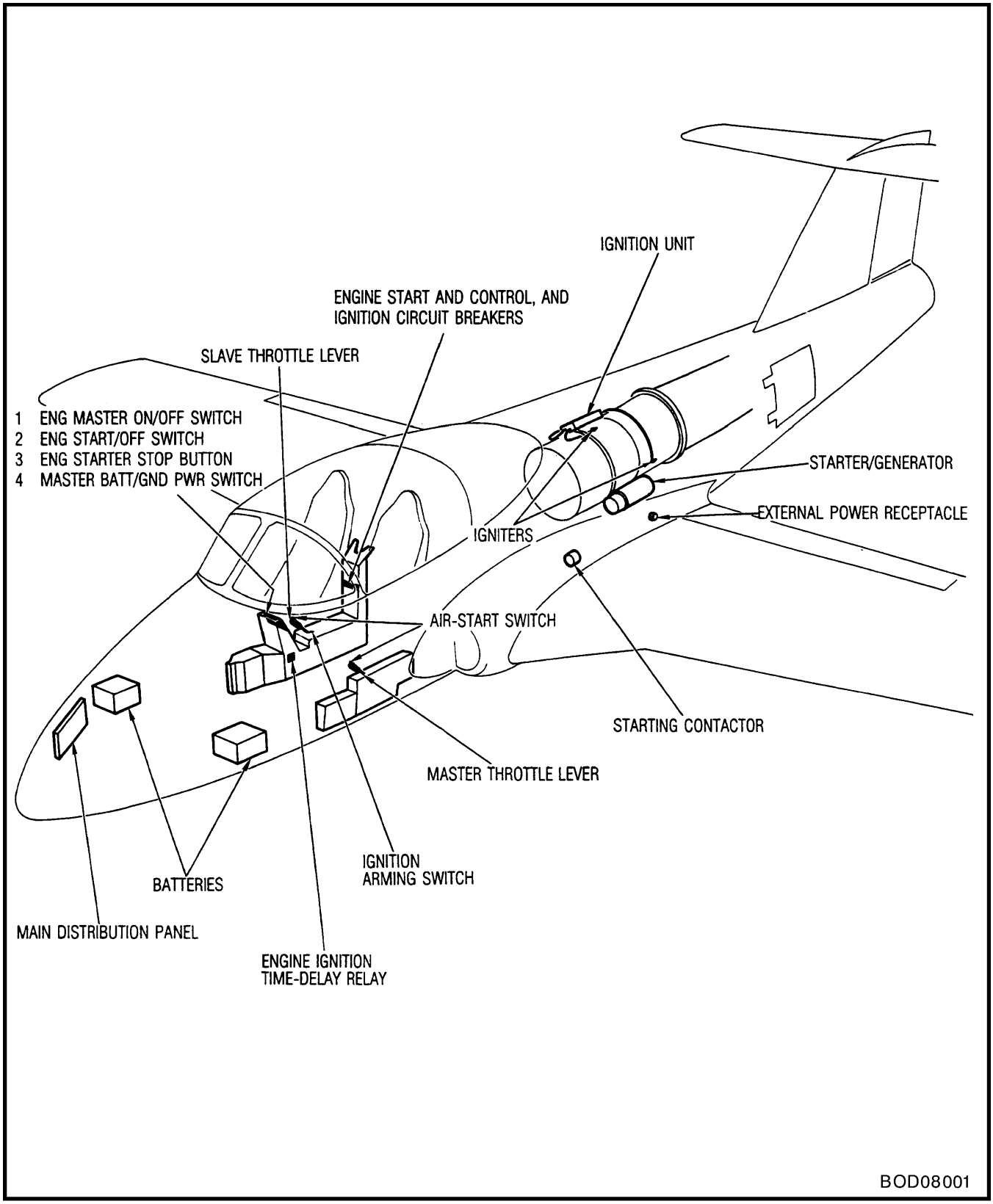


Figure 8-1 Starting and Ignition System

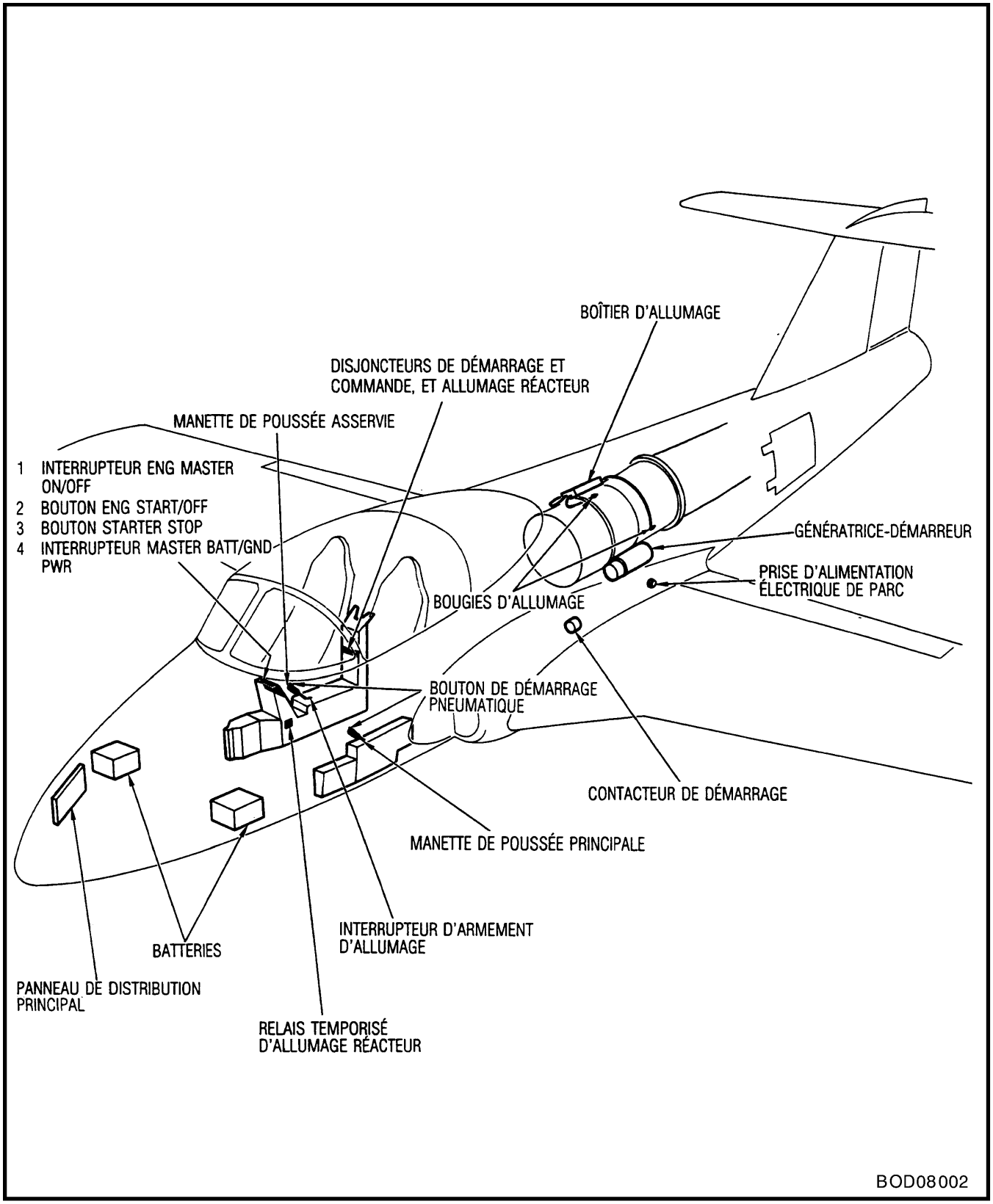


Figure 8-1 Circuit de démarrage et d'allumage

bleed-air ejector pump, which is installed to draw air through the generator and exhaust it to the atmosphere at FS 311.5. For further information on the starter/generator, see C-17-499-000/MF-000.

REMOVAL AND INSTALLATION OF STARTER/GENERATOR

5. **General.** The starter/generator has a keyhole-slotted flange to facilitate mounting the starter/generator on the accessory gearbox of the engine. Access to the stud attachment nuts is through six slotted holes around the periphery of the starter/generator casing. To remove the starter/generator, use special wrenches in kit (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 22).

6. **Removal of Starter/Generator.** Proceed as follows (see Figure 8-3):

a. Disconnect batteries and ensure that all power is removed from aircraft.

b. Gain access to engine bay zone 1 by slackening quick-release fasteners on panels No. 15-20 and 15-22 (see C-12-114-000/MF-001, Figure 1-4).

c. Disconnect generator air cooling pipe and flexible hose.

NOTE

On Aircraft 26001 to 26075 inclusive, a rigid pipe may be installed in lieu of flexible hose. Check duct assembly (Part No. 41A-99202-6) in the vicinity of generator cooling rigid pipe (Part No. 41A-99202-2) welded joint for cracks.

d. Remove terminal cover and disconnect the five electrical leads from junction plate on generator (see C-12-114-000/DW-001).

e. Support starter/generator and slacken six nuts which attach it to accessory gearbox.

La génératrice-démarreur est refroidie par une pompe venturi d'air de prélèvement compresseur, montée de façon à aspirer l'air dans la génératrice et à l'évacuer dans l'atmosphère à FS 311.5. Pour plus de renseignements sur la génératrice-démarreur, voir C-17-499-000/MF-000.

DÉPOSE ET POSE DE LA GÉNÉRATRICE-DÉMARREUR

5. **Généralités.** La génératrice-démarreur est munie d'une bride à trous allongés qui facilite sa fixation sur le boîtier d'entraînement des accessoires du réacteur. On accède aux écrous de fixation des goujons par six trous allongés répartis sur la périphérie du boîtier de la génératrice-démarreur. Pour déposer la génératrice-démarreur, utiliser le jeu de clés spéciales (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-5, article 22).

6. **Dépose de la génératrice-démarreur.** Procéder comme suit (voir figure 8-3) :

a. Débrancher les batteries et s'assurer que toute alimentation à l'avion est coupée.

b. Accéder à la zone 1 du compartiment réacteur en desserrant les fixations rapides sur les panneaux 15-20 et 15-22 (voir C-12-114-000/MF-001, figure 1-4).

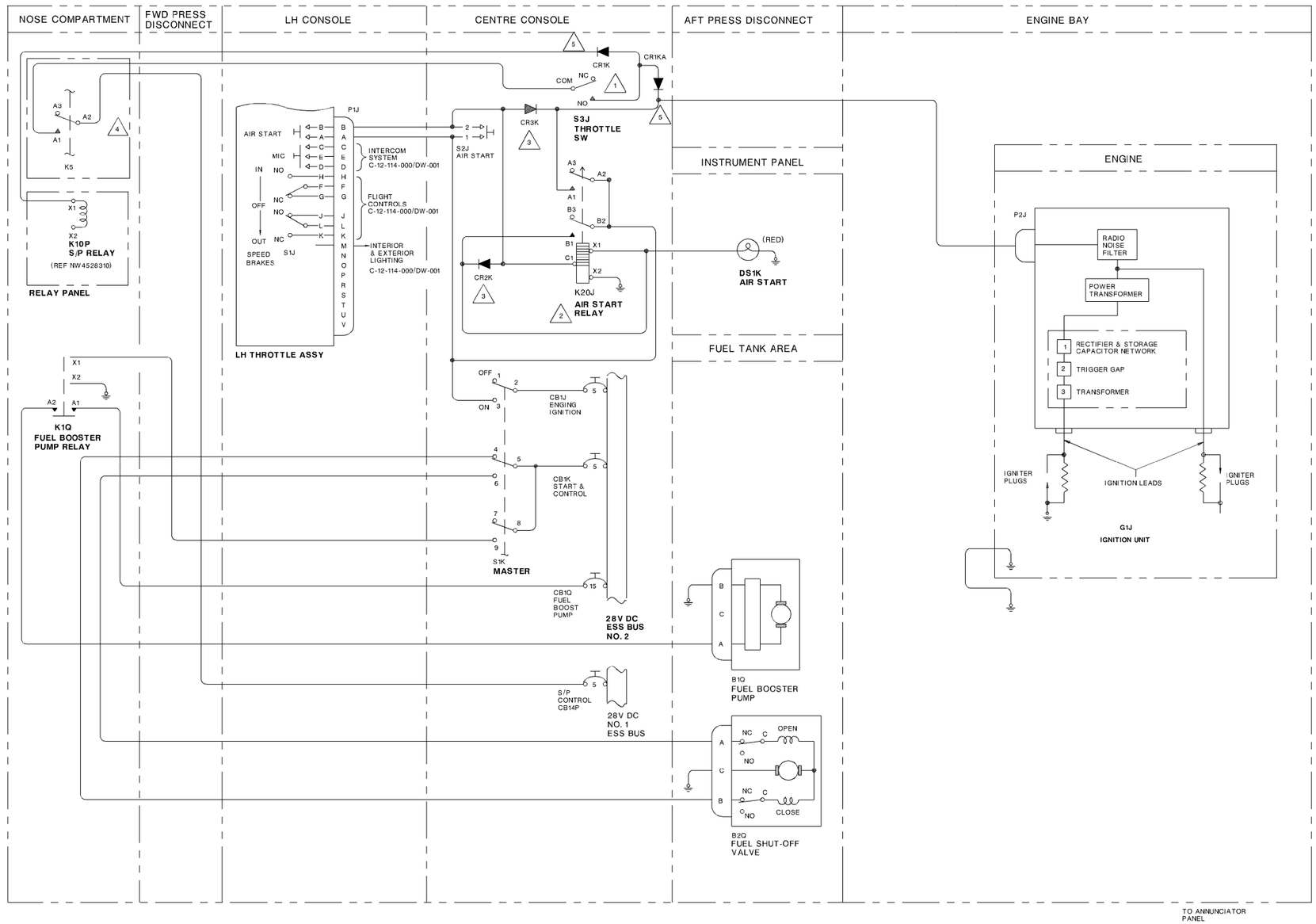
c. Débrancher la conduite de refroidissement d'air et le tuyau flexible de la génératrice.

NOTA

Sur les avions 26001 à 26075 inclusivement, on peut installer une conduite rigide plutôt qu'un tuyau flexible. Vérifier les conduites (n° de pièce 41A-99202-6) près des joints soudés de la conduite rigide de refroidissement de la génératrice (n° de pièce 41A-99202-2) pour s'assurer qu'il n'y a pas de fissures.

d. Déposer le couvercle du bornier et débrancher les cinq fils électriques de la plaque de jonction sur la génératrice (voir C-12-114-000/DW-001).

e. Soutenir la génératrice-démarreur et desserrer les six écrous la fixant au boîtier d'entraînement des accessoires.



NOTES :

1. "COM" - "NO" MADE BETWEEN 3° AFT OF IDLE AND 6° FWD OF IDLE.
2. TIME DELAY RELAY (ON - RELEASE) - CONTACTS OPEN 25 SECONDS AFTER VOLTAGE IS REMOVED FROM CONTROL TERMINAL C1.
3. DIODES LOCATED IN COCKPIT DISCRETE COMPONENT BOX (A2) AT F.S. 155
4. RELAY LOCATED IN NOSE DISCRETE COMPONENT BOX. REFER TO C-12-114-000/DW-001
5. DIODES LOCATED IN NOSE DISCRETE COMPONENT BOX (A1) AT F.S. 149

BOD08003

Engine Control – Electrical Schematic Figure 8-2
Commande réacteur – schéma électrique Figure 8-2

f. Grasp starter/generator firmly and twist clockwise to position mounting studs in the keyhole slots.

NOTE

Starter/generator weighs 27.22 kg (60 lb).

g. Move starter/generator away from accessory gearbox, keeping it in line with original position to ensure that splined shaft disengages properly from gearbox. Remove gasket.

h. Check starter/generator external spline for excessive wear. Renew starter if spline is worn beyond either of the following limits:

(1) 0.17 cm (0.067 in.) minimum tooth thickness measured at pitch diameter.

(2) 2.32 cm (0.913 in.) measured over 0.23 cm (0.090 in.) diameter pins.

7. **Installation of Starter/Generator.** To install starter/generator, proceed as follows:

NOTE

Before the installation of starter/generator, inspect external spline for excessive wear as detailed in Paragraph 6 , Step h.

a. Install new gasket on accessory gearbox mounting pad.

b. Ensure that six nuts are loosely attached on mounting studs.

c. Lubricate driveshaft with grease (see Figure 1-2, Item 4).

d. Support starter/generator. Offer up starter/generator carefully, ensuring that splined shaft is correct fit in accessory gearbox drive gear. Move starter/generator over mounting studs and nuts until mounting flange is square and butts up against accessory gearbox.

f. Tenir fermement la génératrice-démarreur et la tourner dans le sens horaire pour positionner les goujons de fixation dans les trous allongés.

NOTA

La génératrice-démarreur pèse 27.22 kg (60 lb).

g. Éloigner la génératrice-démarreur du boîtier d'entraînement des accessoires, en la maintenant alignée sur sa position d'origine pour s'assurer que l'arbre cannelé se dégage bien du boîtier d'entraînement des accessoires. Enlever le joint plat.

h. Vérifier que la cannelure extérieure de la génératrice-démarreur n'est pas trop usée. Remplacer le démarreur si l'usure de la cannelure excède les limites suivantes :

(1) 0.17 cm (0.067 po) d'épaisseur minimale de dent, mesurée au diamètre primitif.

(2) 2.32 cm (0.913 po), mesuré au-dessus des broches de 0.23 cm (0.090 po) de diamètre.

7. **Pose de la génératrice-démarreur.** Pour poser la génératrice-démarreur, procéder comme suit :

NOTA

Avant la pose de la génératrice-démarreur, inspecter la cannelure extérieure pour s'assurer qu'elle n'est pas trop usée, conformément au paragraphe 6 , étape h.

a. Poser un joint plat neuf sur le bossage de fixation du boîtier d'entraînement des accessoires.

b. S'assurer que les six écrous sont serrés lâchement sur les goujons de fixation.

c. Lubrifier l'arbre d'entraînement avec de la graisse (voir figure 1-2, article 4).

d. Soutenir la génératrice-démarreur. Présenter soigneusement la génératrice- démarreur, en s'assurant que l'arbre cannelé s'ajuste bien dans l'engrenage du boîtier d'entraînement des accessoires. Amener la génératrice-démarreur au-dessus des goujons et des écrous de fixation jusqu'à ce que la bride de fixation soit d'équerre et bute contre le boîtier d'entraînement des accessoires.

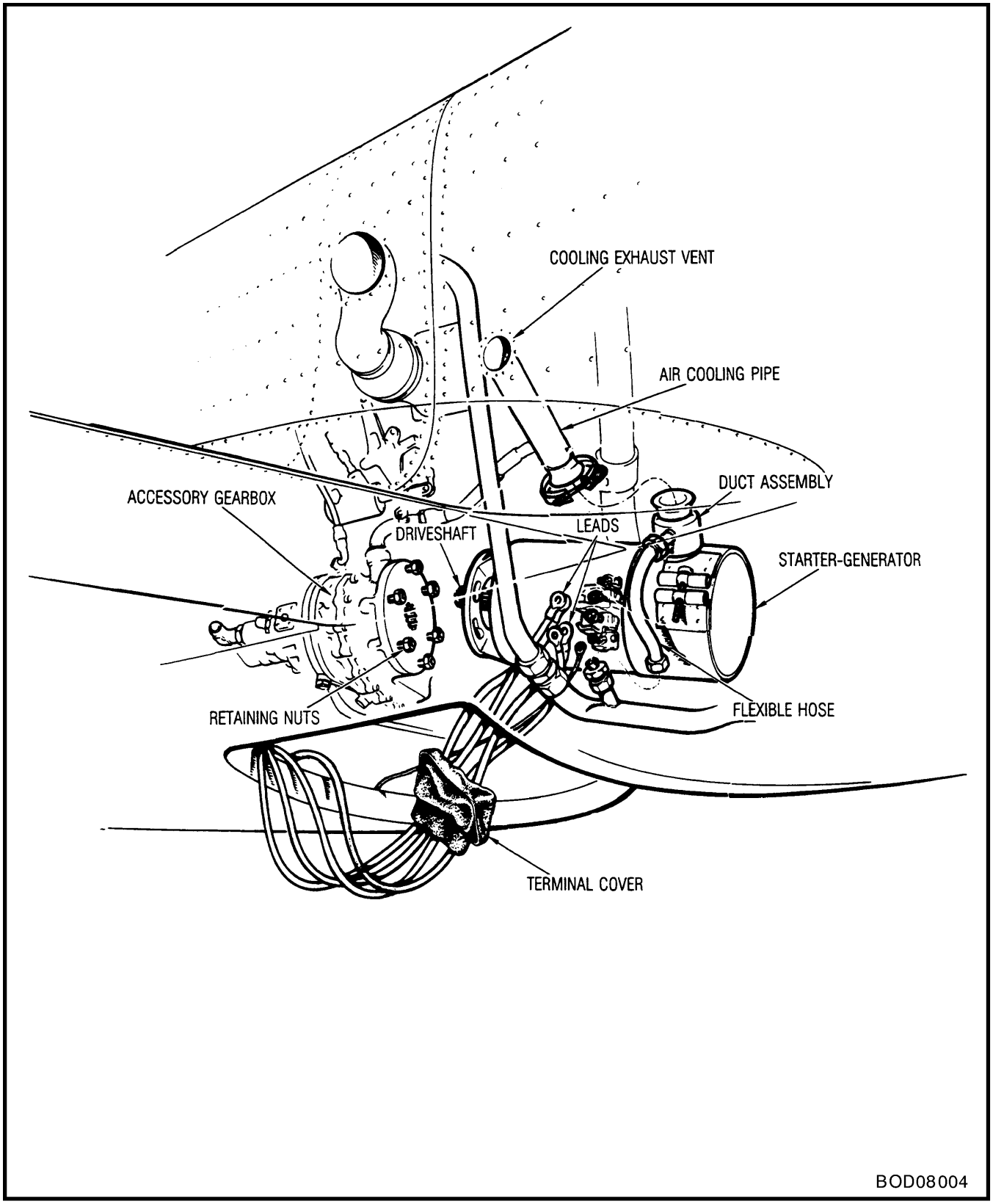


Figure 8-3 Removal and Installation of Starter/Generator

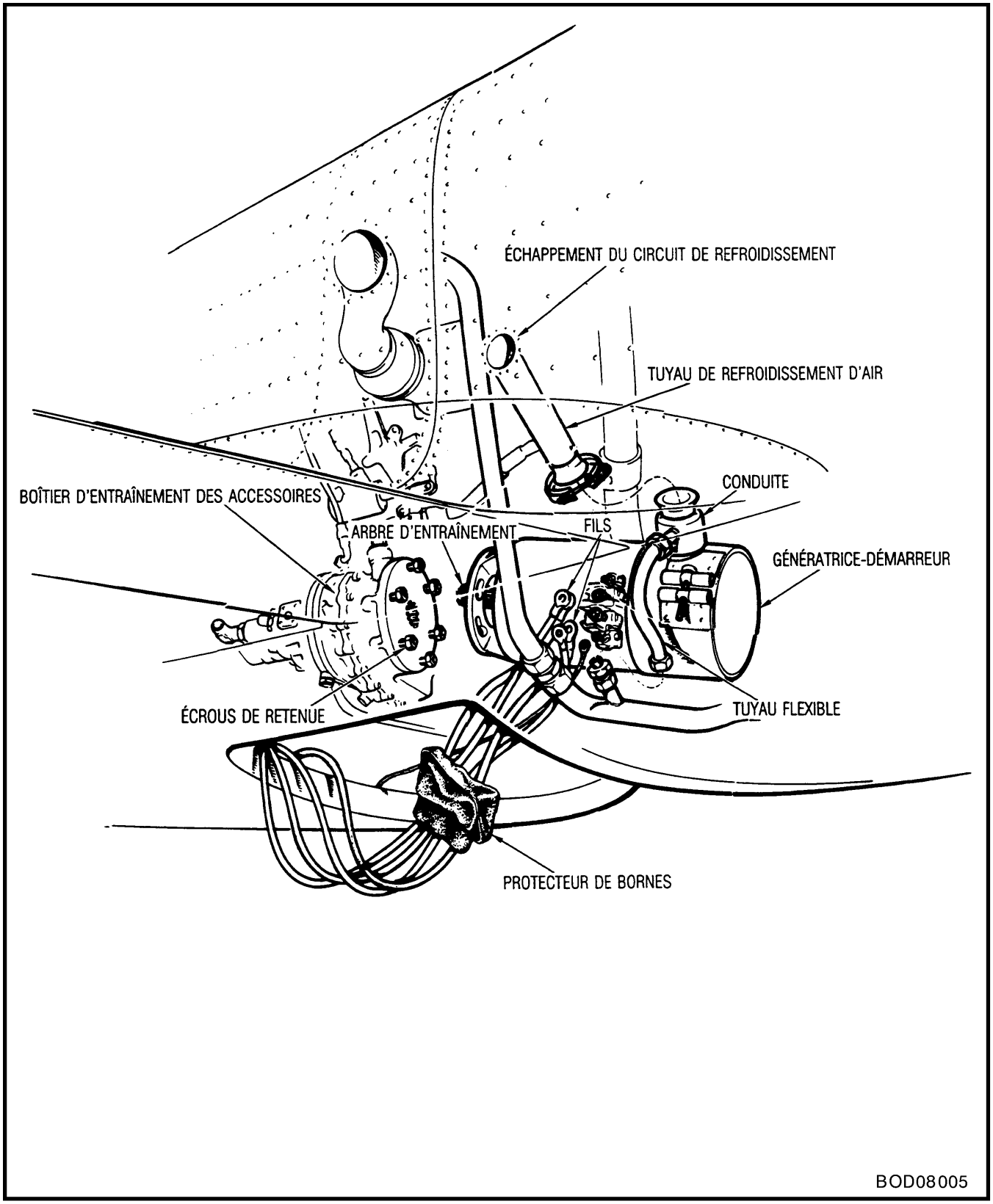


Figure 8-3 Dépose et pose de la génératrice-démarreur

e. Rotate starter/generator counter-clockwise to seat studs in keyhole slots and tighten attaching nuts using special wrenches in kit (C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, Item 22). Torque to a value between 21.47 and 25.99 N•m (190 and 230 in•lb).

CAUTION

Support starter/generator while tightening.

f. Attach the five leads to electrical junction box on starter/generator (see C-12-114-000/DW-001).

g. Connect flexible hose (see Note after Paragraph 6, Step c) and air cooling pipe.

NOTE

Apply a light coat of anti-seize compound (see Figure 1-2, Item 5) to all mating surfaces and between generator boss and duct assembly. Install pipe with care. Torque clamp tee-bolt nut to a value of 3.95 N•m (35 in•lb). Do not overtorque.

h. Reconnect aircraft batteries.

STARTER LIMITATIONS

8. The starter shall not be operated for periods longer than those stipulated in Part 2. When the ground power unit is used for starting, the unit shall be set at 28 volts and strictly limited to 1000 amperes owing to the engine starter-generator having a limit of 119.31 N•m (88 ft•lb).

IGNITION SYSTEM LIMITATIONS

9. The ignition system limitations are the same as those for the starter (see Part 2).

CONTROL PANEL SWITCHES

10. The following switches are installed on the engine control panel:

a. ENG MASTER switch.

b. START switch.

e. Faire tourner la génératrice-démarreur dans le sens antihoraire pour bien asseoir les goujons dans les trous allongés, puis serrer les écrous de fixation en utilisant le jeu de clés spéciales (C-12-114-000/MF-001, Figure 1-5, article 22). Serrer entre 21.47 et 25.99 N•m (190 et 230 po•lb).

ATTENTION

Soutenir la génératrice-démarreur pendant le serrage.

f. Relier les cinq fils à la boîte de jonction électrique sur la génératrice-démarreur (voir C-12-114-000/DW-001).

g. Brancher le tuyau flexible (voir le nota qui suit le paragraphe 6, étape c) et la conduite de refroidissement d'air.

NOTA

Appliquer une mince couche de composé antigrippant (voir figure 1-2, article 5) sur toutes les surfaces de contact et entre le bossage de la génératrice et les conduites. Poser la conduite avec soin. Serrer l'écrou de boulon en T du collier à 3.95 N•m (35 po•lb). Ne pas trop serrer.

h. Rebrancher les batteries de l'avion.

LIMITES RELATIVES AU DÉMARREUR

8. Ne pas faire fonctionner le démarreur pendant des périodes plus longues que celles qui sont prescrites dans la Partie 2. Quand on utilise le groupe électrogène de parc pour le démarrage, le groupe doit être réglé à 28 volts et strictement limité à 1000 ampères, étant donné que la limite de la génératrice-démarreur est de 119.31 N•m (88 pi•lb).

LIMITES RELATIVES AU CIRCUIT D'ALLUMAGE

9. Les limites pour le circuit d'allumage sont les mêmes que pour le démarreur (voir Partie 2).

INTERRUPTEURS DU PANNEAU DE COMMANDE

10. Les interrupteurs suivants sont montés sur le panneau de commande réacteur :

a. Interrupteur ENG MASTER.

b. Interrupteur START.

c. STARTER STOP switch.

11. **ENG MASTER Switch.** The ENG MASTER switch is of the lever-lock type and, when set to the ON position, will automatically perform the following services:

a. Switch on the fuel booster pump.

NOTE

The fuel pump and fuel control are fuel-lubricated. Do not operate the engine without a positive indication of fuel boost pressure.

b. Switch fuel shut-off valve to OPEN.

c. Arm the START switch.

d. Arm the LH and RH AIR START switches.

e. Arm the ignition circuit at the start relay.

12. **START Switch.** The START switch is of the momentary-contact type. Switch operation will initiate the following:

NOTE

These functions will continue regardless of position of START switch until terminated manually by the STARTER STOP switch or automatically by the engine speed switch.

a. With dc MASTER switch selected to BATT, batteries are switched to series connection.

b. With master throttle lever in the IDLE position, ignition system will be energized.

c. Interrupteur STARTER STOP.

11. **Interrupteur ENG MASTER.** L'interrupteur ENG MASTER est un dispositif à levier de verrouillage qui, lorsqu'il est mis sur ON, assure automatiquement les fonctions suivantes :

a. Mise en marche de la pompe de gavage carburant.

NOTA

La pompe carburant et le régulateur carburant sont lubrifiés par le carburant. Ne pas faire fonctionner le réacteur s'il n'y a pas une indication de pression positive à la pompe de gavage carburant.

b. Mise sur OPEN du robinet d'arrêt carburant.

c. Armement de l'interrupteur START.

d. Armement des interrupteurs AIR START de gauche et de droite.

e. Armement du circuit d'allumage au relais de démarrage.

12. **Interrupteur START.** L'interrupteur START est un dispositif à contact momentané qui, lorsqu'il est actionné, amorce les fonctions suivantes :

NOTA

Ces fonctions se poursuivront, peu importe la position de l'interrupteur START, jusqu'à ce qu'elles soient interrompues manuellement au moyen de l'interrupteur STARTER STOP ou automatiquement par le contacteur de régime réacteur.

a. Avec l'interrupteur MASTER c.c. sur BATT, les batteries sont mises en circuit série.

b. Avec la manette de poussée principale sur IDLE, le circuit d'allumage est mis sous tension.

CAUTION

Do not exceed starter operating limitations. Use STARTER STOP switch to cut off starter operation if engine does not start within 15 seconds or at 35 per cent of maximum engine speed.

c. Generator cut-off relay will be closed and connect power to starter.

d. Non-essential dc buses will be disconnected.

e. Loadmeter will be disconnected.

f. Zone 2 engine bleed-air valve will be closed and remain closed until engine idle speed is reached.

CAUTION

The start cycle shall never be interrupted by merely selecting the dc MASTER switch to the OFF position. Always press the STARTER STOP switch first.

13. **STARTER STOP Switch.** The STARTER STOP switch is a push-button single-pole double-throw switch. When depressed during the start cycle, the effect will be to abort the start and return the system to the configuration existing before the start sequence was initiated.

14. **Additional Switches.** The starting system incorporates the following additional switches:

a. AIR START switches.

b. Throttle switch.

c. Engine speed switches.

15. **AIR START Switch.** An AIR START switch is installed on each throttle lever. These switches are of the momentary-contact type and, when depressed, energize the ignition system regardless of throttle position.

ATTENTION

Ne pas excéder les limites de fonctionnement du démarreur. Utiliser l'interrupteur STARTER STOP pour arrêter le démarreur si le réacteur ne démarre pas dans les 15 secondes qui suivent ou à 35 pour cent du régime maximal.

c. Le relais de coupure de la génératrice se ferme et branche l'alimentation au démarreur.

d. Les bus c.c. non essentiels sont mis hors tension.

e. L'indicateur de charge est débranché.

f. La vanne de prélèvement d'air réacteur zone 2 se ferme et demeure fermée jusqu'à ce que le réacteur atteigne le régime de ralenti.

ATTENTION

Ne jamais interrompre le cycle de démarrage en mettant simplement l'interrupteur MASTER c.c. sur OFF. Toujours enfoncer d'abord l'interrupteur STARTER STOP.

13. **Interrupteur STARTER STOP.** L'interrupteur STARTER STOP est un dispositif unipolaire bidirectionnel à bouton-poussoir. Quand on l'enfonce pendant le cycle de démarrage, il interrompt le démarrage et ramène le circuit à la configuration qui prévalait avant le déclenchement du cycle de démarrage.

14. **Interrupteurs supplémentaires.** Le circuit de démarrage comprend les interrupteurs supplémentaires suivants :

a. Interrupteurs AIR START.

b. Interrupteur de manette de poussée.

c. Contacteurs de régime réacteur.

15. **Interrupteur AIR START.** Un interrupteur AIR START est monté sur chaque manette de poussée. Ce sont des dispositifs à contact momentané qui, lorsqu'ils sont enfoncés, excitent le circuit d'allumage, peu importe la position de la manette de poussée.

16. **Throttle Switch.** The throttle switch on the RH (slave) lever assembly only, is of the momentary-contact type. With throttle in any position from 3 degrees below IDLE to 6 degrees above IDLE, the throttle switch permits the ignition system to be energized by the start control relay.

17. **Engine Speed Switches.** Engine starting circuits are controlled by a speed-sensing circuit installed in the nose discrete component box (A1). The speed-sensing circuitry is supplied with a signal voltage from the engine-driven tachometer. When a satisfactory ground start is obtained and engine speed reaches 35 per cent, or when a satisfactory battery start is obtained and engine speed reaches 45 per cent, the batteries are removed from the starter/generator. When the engine reaches a speed of 50 per cent, relay K1P is energized and the generator will supply the power to all aircraft dc buses.

16. **Interrupteur de manette de poussée.** Cet interrupteur unique, monté sur la manette de poussée (asservie) droite, est un dispositif à contact momentané. Avec la manette en position quelconque entre 3 degrés en-deçà et 6 degrés au-delà de IDLE, l'interrupteur permet l'excitation du circuit d'allumage via le relais de commande de démarrage.

17. **Contacteurs de régime réacteur.** Les circuits de démarrage réacteur sont commandés par un contacteur de régime posé dans la boîte de composant discret avant (A1). Les circuits tachymétriques sont alimentés par une tension du tachymètre entraîné par moteur. Quand on obtient un démarrage satisfaisant et que le réacteur atteint un régime de 35 pour cent, ou quand on obtient un démarrage batterie satisfaisant et que le réacteur atteint un régime de 45 pour cent, les batteries sont déposées de la génératrice-démarreur. Quand le réacteur atteint un régime de 50 pour cent, le relais K1P est excité et la génératrice fournit l'alimentation à tous les bus c.c. de l'avion.

LIST OF ABBREVIATIONS

A	ampere
A/C	aircraft
ADJUST	adjustment
AE TECH	aero engine technician
BATT	battery
BTM	bottom
C	Celsius
CCW	counter-clockwise
CKT BKR, C/B	circuit breaker
cm	centimetre
COMPT	compartment
CONT, CONTR	control
DC, dc	direct current
DIA	diameter
DN	down
EGT	exhaust gas temperature
EO	engineering order
FS	fuselage station
FOD	foreign object damage
FWD, F/W	forward
GND, GRD	ground
GPU	ground power unit
i/c	in charge
ie	that is
IND	indicator
INSTR, INST	instrument
kg	kilogram
kPa	kilopascal
ksi	kips per square inch (1 kip = 1000 pounds)
L	left, litre
LH	left-hand
LT, LTS	light/lights
m	metre
mm	millimetre
mN•m	millinewton-metre
MAX	maximum
MFC	main fuel control
MFCU	main fuel control unit
MIN	minimum/minute
MSL	mean sea level
N	newton
NCO	non-commissioned officer
N•m	newton-metre
No. Nos.	number(s)
NORM	normal
OAT	outside air temperature
OSG	overspeed governor
POS	positive/position
psi	pounds per square inch

(français à la page LA-F-1)

PWR	power
QTY	quantity
R	right
REF	reference
RH	right-hand
rpm	revolutions per minute
S/O	shut-off
SEL, SELECT	selector/selection
STA	station
STBY	standby
SW	switch
SYST	system
V	volt
WT	weight
WARN	warning

LISTE DES ABRÉVIATIONS

A	ampère
ALIM.	alimentation
ANN.	annonciateur
ANNONC.	annonciateur
ARR.	arrière
AV.	avant
BATT.	batterie
C	Celsius
C.A., c.a.	courant alternatif
C.C., c.c.	courant continu
CARB.	carburant
CIRC.	circuit
cm	centimètre
COMM.	commande
COMMUT.	commutateur
COMPART.	compartiment
CONDIT.	conditionnement
D	droit/droite
DIAM.	diamètre
DISJ.	disjoncteur
EGT	température des gaz d'échappement
FOD	dommage par corps étranger
FS	station fuselage
G	gauche
GÉN.	génératrice
GPU	groupe électrogène de parc
HYD.	hydraulique
INDIC.	indicateur
INSTR.	instrument
INTERR.	interrupteur
INV.	inverseur
IT	Instruction technique
kg	kilogramme
klb/po^2	kilolivre par pouce carré
kPa	kilopascal
L	litre
lb/po^2	livre par pouce carré
m	mètre
MAX.	maximum
min	minute
MIN.	minimum
mm	millimètre
mN•m	millinewton-mètre
MSL	niveau moyen de la mer
N	newton
N•m	newton-mètre
N$^{o(s)}$	numéro(s)
NORM.	normal/normale
OAT	température extérieure
OSG	régulateur de survitesse

(English page LA-E-1)

POS.	position/positif/positive
PRÉLÈV.	prélèvement
PRESS.	pression
QTÉ	quantité
RÉACT.	réacteur
RÉF.	référence
RÉGL.	réglage
RÉGUL.	régulation/régulateur
RESP.	responsable
SAH	sens antihoraire
SÉLECT.	sélecteur
SERV.	service
SOUS-OFF.	sous-officier
TECH MA	technicien de moteurs d’avion
TEMP.	température
tr/min	tour par minute
V	volt
VÉRIF.	vérification