



National
Defence

Défense
nationale

C-12-114-OC0/MF-001

DESCRIPTION AND MAINTENANCE INSTRUCTIONS

CT114 TUTOR

UTILITY SYSTEMS

(BILINGUAL)

DESCRIPTION ET INSTRUCTIONS DE MAINTENANCE

CT114 TUTOR

SERVITUDES

(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) 2-5
BPR : DPEAG(AE et C) 2-5

2002-09-01

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Insert latest changed pages; dispose of superseded pages in accordance with applicable orders.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

Original	0	2002-09-01
----------	-------	---	-------	------------

Zero in Change No. Column indicates an original page. The use of the letter E or F indicates the change is in English or French only. Total number of pages in this publication is 138 consisting of the following:

Page No./Numéro de page	Change No./Numéro de modificatif
Title/Titre	0
A	0
i to/à xi/xii	0
1-1 to/à 1-4	0
2-1 to/à 2-55/2-56	0
3-1 to/à 3-7/3-8	0

ÉTAT DES PAGES EN VIGUEUR

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

NOTA

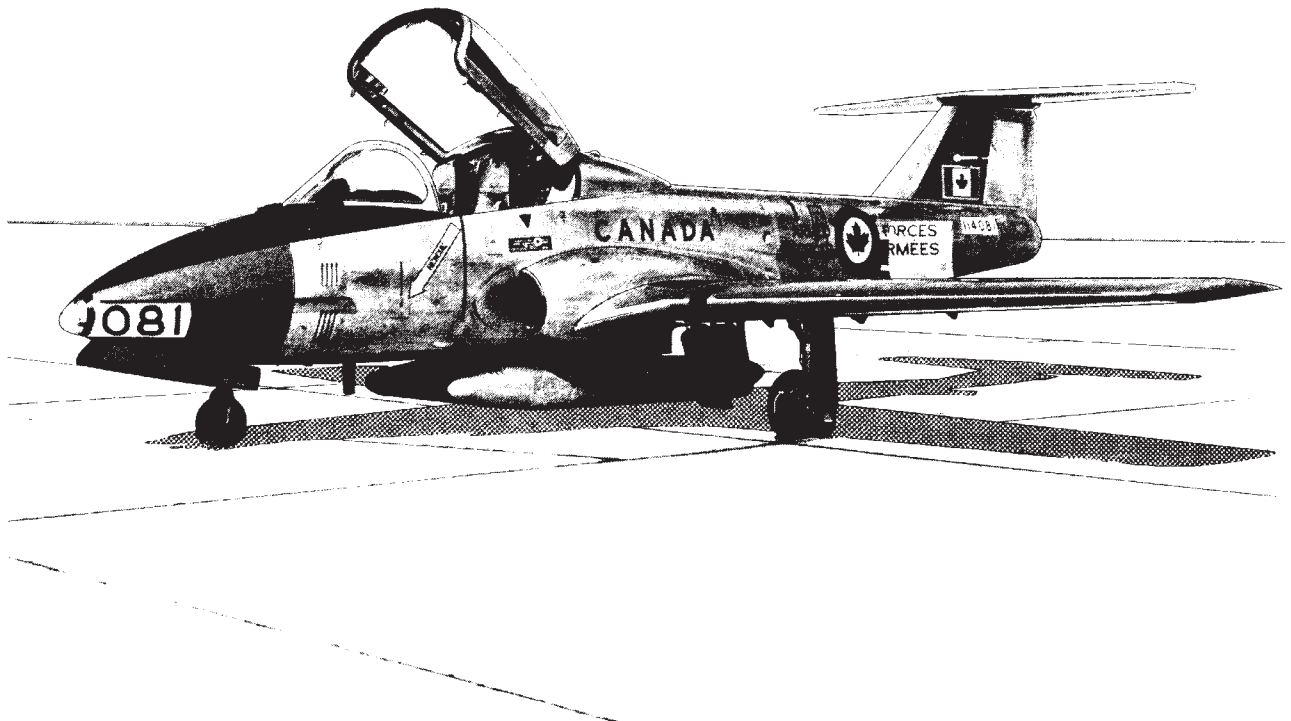
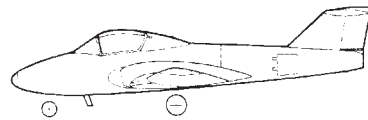
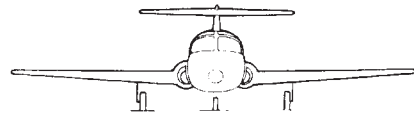
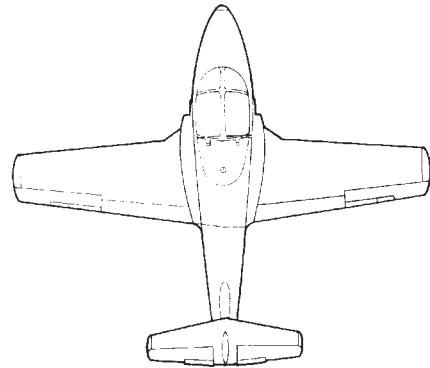
La partie du texte touchée par le plus récent modificatif est indiquée par une ligne verticale dans la marge. Les modifications aux illustrations sont indiquées par des mains miniatures à l'index pointé ou des lignes verticales noires.

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

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 138 pages réparties de la façon suivante :

Page No./Numéro de page	Change No./Numéro de modificatif
4-1 to/à 4-13/4-14	0
5-1 to/à 5-15/5-16	0
6-1 to/à 6-14	0
7-1 to/à 7-8	0
LA-E-1/LA-E-2	0
LA-F-1/LA-F-2	0

CT114 TUTOR



Frontispiece
Frontispice

MODIFICATION STATUS
ÉTAT DES MODIFICATIONS

Mod No. Mod n°	Status État	Mod No. Mod n°	Status État
E0 05-195A-6A/252	Inc		
E0 05-195A-6A/311	Inc		
E0 05-195A-6A/314	Inc		
E0 05-195A-6A/315	Inc		
E0 05-195A-6A/354	Inc		
C-12-114-000/CF-87	Inc		
C-12-114-000/CF-108	Inc		
C-12-114-000/CF-129	Inc		
C-12-114-000/CF-218	Inc		
C-12-114-000/CF-363	Inc		
C-12-114-000/CF-366	Inc		
C-12-114-000/CF-367	NA		
C-12-114-000/CF-369	NA		
C-12-114-000/CF-374	Inc		
C-12-114-000/CF-376	Inc		
C-12-114-000/CF-386	Inc		
C-12-114-000/CF-394	Inc		
C-12-114-000/CF-402	Inc		
C-12-114-000/CF-482	Inc		
<p style="text-align: center;">CODE</p> <p>Inc – Incorporated in this publication Incorporée à la présente publication</p> <p>C – Cancelled Annulée</p> <p>NA – Not applicable to this publication Sans objet pour la présente publication</p> <p>* – Applicable to this publication but not incorporated Applicable à la présente publication mais non incorporée</p>			

WARNING

THE VOLTAGES EMPLOYED IN THIS EQUIPMENT ARE SUFFICIENTLY HIGH TO ENDANGER HUMAN LIFE. EVERY REASONABLE PRECAUTION HAS BEEN OBSERVED IN DESIGN TO SAFEGUARD THE OPERATING PERSONNEL. OPERATING PERSONNEL SHOULD BE PROHIBITED FROM TAMPERING WITH PROTECTIVE DEVICES SUCH AS DOOR SWITCHES. THE POWER SHOULD BE REMOVED COMPLETELY AND THE HIGH-VOLTAGE CAPACITORS IN POWER SUPPLIES DISCHARGED MANUALLY WITH A SHORTING BAR BEFORE MAKING INTERNAL ADJUSTMENTS.

AVERTISSEMENT

LES TENSIONS DANS CET APPAREIL SONT SUFFISAMMENT ÉLEVÉES POUR METTRE LA VIE HUMAINE EN DANGER. TOUTES LES PRÉCAUTIONS RAISONNABLES ONT ÉTÉ PRISES LORS DE SA CONCEPTION POUR PROTÉGER LES USAGERS. AINSI, IL EST INTERDIT AUX USAGERS D'ALTÉRER LES DISPOSITIFS DE SÉCURITÉ TELS QUE LES INTERRUPTEURS DE PORTES. AVANT D'ENTREPRENDRE TOUT AJUSTEMENT À L'INTÉRIEUR DE L'APPAREIL, ON DEVRA LE DÉBRANCHER COMPLÈTEMENT DE SA SOURCE D'ÉNERGIE ET PROVOQUER LA DÉCHARGE DES CONDENSATEURS HAUTE TENSION À L'AIDE D'UNE SONDE À COURT-CIRCUITER.

CONTENTS

	PAGE
PART 1 – GENERAL INFORMATION	1-1
PURPOSE	1-1
UNITS OF MEASUREMENT	1-1
SPECIFICATIONS	1-1
CONSUMABLE MATERIALS	1-1
SIGNAL PIN FUNCTIONS	1-1
 PART 2 – AIR CONDITIONING AND PRESSURIZING SYSTEMS	 2-1
DESCRIPTION	2-1
COCKPIT AIR CONDITIONING SYSTEM	2-6
General	2-6
Main Components	2-6
Refrigeration Unit	2-6
Operation of Refrigeration Unit	2-10
Auxiliary Cooling of Turbine	2-10
Removal of Refrigeration Unit	2-10
Installation of Refrigeration Unit	2-12
Overheat Switch	2-13
Cockpit Inlet Temperature Sensor	2-14
System Shut-off Valves	2-14
Water Separator	2-14
Air Conditioning Shoulder Outlets	2-15
Temperature Control Unit	2-15
Temperature Control	2-16
Temperature Control System Functional Check	2-17
Air Conditioning System Leak Tests	2-21
High Pressure Duct System Checks	2-24
Low Pressure Duct System Checks	2-25
CANOPY AND WINDSHIELD DEMISTING SYSTEM	2-26
General	2-26
Installation of Windshield Demisting Outlet Tubes	2-26
Demist Valve	2-28
Operation of Demist Valve	2-28
Removal of Demist Valve	2-29
Installation of Demist Valve	2-29
Windshield and Canopy Demist System Checks	2-29
COOLING AND VENTILATION OF UNPRESSURIZED AREAS	2-30

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
FONCTIONS DE BROCHE DE SIGNAL	1-1
 PARTIE 2 – SYSTÈMES DE CONDITIONNEMENT D'AIR ET DE PRESSURISATION	 2-1
DESCRIPTION	2-1
SYSTÈMES DE CONDITIONNEMENT D'AIR DU POSTE DE PILOTAGE	2-6
Généralités	2-6
Composants principaux	2-6
Groupe de refroidissement	2-6
Fonctionnement du groupe de refroidissement	2-10
Refroidissement auxiliaire de la turbine	2-10
Dépose du groupe de refroidissement	2-10
Pose du groupe de refroidissement	2-12
Thermocontact de surchauffe	2-13
Capteur de température d'entrée d'air du poste de pilotage	2-14
Vannes d'arrêt du système	2-14
Séparateur d'eau	2-14
Bouches d'air hautes	2-15
Boîtier de régulation de température	2-15
Régulation de température	2-16
Vérification de fonctionnement du circuit de régulation de température	2-17
Essais d'étanchéité du système de conditionnement d'air	2-21
Vérifications des gaines haute pression	2-24
Vérifications des gaines basse pression	2-25
CIRCUIT DE DÉSEMBUAGE VERRIÈRE ET PARE-BRISE	2-26
Généralités	2-26
Pose des tubes de désembuage pare-brise	2-26
Vanne de désembuage	2-28
Fonctionnement de la vanne de désembuage	2-28
Dépose de la vanne de désembuage	2-29
Pose de la vanne de désembuage	2-29
Vérifications du circuit de désembuage pare-brise et verrière	2-29
REFROIDISSEMENT ET VENTILATION DES ZONES NON PRESSURISÉES	2-30

CONTENTS (Cont)

	PAGE
General	2-30
Nose Area Cooling and Ventilation	2-30
Engine Cooling Zones 1 and 2	2-31
Cooling Forward Fuselage	2-31
PRESSURIZATION SYSTEM	2-31
General	2-31
Main Components	2-31
Operation	2-31
Canopy Seal	2-32
Canopy Seal Operation	2-32
Canopy Seal Pressurization	2-34
Ground Test Connections	2-34
COCKPIT PRESSURE SAFETY AND DUMP VALVE	2-34
General	2-34
Description	2-35
Operation – Pressure Relief	2-35
Operation – Vacuum Relief	2-35
Operation – Dump	2-36
Removal and Installation of Safety and Dump Valve	2-36
COCKPIT PRESSURE REGULATOR	2-36
General	2-36
Description	2-36
Operation	2-37
Unpressurized Operation	2-38
Isobaric Operation	2-38
Differential Operation	2-38
Pressurization Rate Control	2-39
Removal and Installation of Cockpit Pressure Regulator	2-39
PRESSURIZATION SYSTEM FUNCTIONAL CHECKS	2-40
Preparation	2-40
Pressurization and Dump Check	2-41
Cockpit Leakage and Safety Valve Operation Check	2-43
FUNCTIONAL CHECKS – ENGINE OPERATING	2-44
Air Conditioning System	2-44
Pressurization System	2-47
HYDRAULIC SYSTEM PRESSURIZATION	2-48
EXTERNAL FUEL TANK PRESSURIZATION	2-48

TABLE DES MATIÈRES (suite)

	PAGE
Généralités	2-30
Refroidissement et ventilation du nez	2-30
Refroidissement des zones réacteur 1 et 2	2-31
Refroidissement du fuselage avant	2-31
SYSTÈME DE PRESSURISATION	2-31
Généralités	2-31
Composants principaux	2-31
Fonctionnement	2-31
Boudin de verrière	2-32
Fonctionnement du circuit du boudin de verrière	2-32
Gonflage du boudin de verrière	2-34
Raccords d'essais au sol	2-34
SOUPAPE DE SÛRETÉ ET DE DÉCHARGE DU POSTE DE PILOTAGE	2-34
Généralités	2-34
Description	2-35
Régulation de pression différentielle positive	2-35
Régulation de pression différentielle négative	2-35
Décharge	2-36
Dépose et pose de la soupape de sûreté et de décharge	2-36
RÉGULATEUR DE PRESSION CABINE	2-36
Généralités	2-36
Description	2-36
Fonctionnement	2-37
Régulation sans pressurisation	2-38
Régulation isobarique	2-38
Régulation différentielle	2-38
Régulation de vitesse de pressurisation	2-39
Dépose et pose du régulateur de pression cabine	2-39
VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT DU SYSTÈME DE PRESSURISATION	2-40
Préparation	2-40
Vérification de pressurisation et de décharge	2-41
Vérification de fonctionnement de la soupape de sûreté et d'étanchéité du poste de pilotage	2-43
VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT AVEC RÉACTEUR EN MARCHÉ	2-44
Système de conditionnement d'air	2-44
Système de pressurisation	2-47
PRESSURISATION DU CIRCUIT HYDRAULIQUE	2-48
PRESSURISATION DES RÉSERVOIRS CARBURANT EXTERNES	2-48

CONTENTS (Cont)

	PAGE
PART 3 – ANTI-ICING AND DE-ICING SYSTEMS	3-1
GENERAL	3-1
Engine Anti-icing.....	3-1
Windshield De-icing.....	3-1
Operation	3-3
Windshield De-ice System Circuit Checks.....	3-3
Pitot Tube and Stall Warning Lift Transducer Anti-icing	3-6
Functional Check of Pitot Tube and Lift Transducer Anti-ice Heaters.....	3-6
 PART 4 – OXYGEN SYSTEM	 4-1
GENERAL	4-1
Description	4-1
Operation	4-1
OXYGEN SYSTEM COMPONENTS.....	4-4
Component Location	4-4
Oxygen Cylinder	4-4
Check Valves	4-4
High Pressure Oxygen Gauge	4-4
Oxygen Pressure Reduction Valve	4-6
Oxygen Pressure Reduction Valve – Functional Check	4-6
Diluter-Demand Oxygen Regulator.....	4-6
SAFETY PRECAUTIONS	4-6
MAINTENANCE PRECAUTIONS.....	4-7
 OXYGEN SYSTEM DRAINING.....	 4-8
OXYGEN SYSTEM LEAKAGE TEST	4-10
 FUNCTIONAL CHECK OF DILUTER-DEMAND OXYGEN REGULATOR	 4-12
 PART 5 – FIRE AND OVERHEAT DETECTION SYSTEMS	 5-1
GENERAL	5-1
Component Location	5-1
System Operation.....	5-1
Fire and Overheat Detection System Checks.....	5-4
Circuit Check	5-5
Functional Check.....	5-7

TABLE DES MATIÈRES (suite)

	PAGE
PARTIE 3 – SYSTÈMES D'ANTIGIVRAGE ET DE DÉGIVRAGE	3-1
GÉNÉRALITÉS.....	3-1
Antigivrage réacteur	3-1
Dégivrage pare-brise	3-1
Fonctionnement.....	3-3
Vérification du circuit de dégivrage pare-brise.....	3-3
Antigivrage du tube Pitot et du détecteur de portance de l'avertisseur de décrochage	3-6
Vérification de fonctionnement des réchauffeurs du tube Pitot et du détecteur de portance	3-6
 PARTIE 4 – CIRCUIT D'OXYGÈNE	 4-1
GÉNÉRALITÉS.....	4-1
Description	4-1
Fonctionnement.....	4-1
COMPOSANTS DU CIRCUIT D'OXYGÈNE.....	4-4
Emplacement des composants.....	4-4
Bouteilles d'oxygène	4-4
Clapets antiretour	4-4
Manomètre d'oxygène haute pression.....	4-4
Détendeur d'oxygène	4-6
Vérification de fonctionnement du détendeur d'oxygène	4-6
Régulateur d'oxygène dilution-demande	4-6
MESURES DE SÉCURITÉ.....	4-6
MESURES DE SÉCURITÉ EN MAINTENANCE	4-7
PURGE DU CIRCUIT D'OXYGÈNE	4-8
ESSAI D'ÉTANCHÉITÉ DU CIRCUIT D'OXYGÈNE	4-10
VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU RÉGULATEUR D'OXYGÈNE DILUTION-DEMANDE	4-12
 PARTIE 5 – SYSTÈMES DE DÉTECTION INCENDIE ET SURCHAUFFE	 5-1
GÉNÉRALITÉS.....	5-1
Emplacement des composants.....	5-1
Fonctionnement des circuits	5-1
Vérifications des circuits de détection incendie et surchauffe	5-4
Vérification du circuit électrique.....	5-5
Vérification de fonctionnement	5-7

CONTENTS (Cont)

	PAGE
Fire Detection Cable, Type 40G, Resistance Check	5-8
PART 6 – MASTER WARNING CONTROL SYSTEM	6-1
GENERAL	6-1
Component Location	6-1
System Operation	6-1
Test Switch	6-6
Dimmer Switch	6-6
Removal and Installation of MASTER WARNING and MASTER CAUTION Light Bulbs	6-6
Removal and Installation of Annunciator Panel Light Bulbs	6-11
Functional Check of Master Warning Control System	6-12

PART 7 – SMOKE SYSTEM

GENERAL	7-1
Description	7-1
Operation	7-1
SMOKE SYSTEM COMPONENTS	7-1
Component Locations	7-1
Smoke Tanks	7-4
Smoke System Operation Check	7-4
Smoke System Functional Check	7-5
Refuelling Smoke Tanks	7-8

LIST OF ABBREVIATIONS**LA-E-1/LA-E-2****TABLE DES MATIÈRES (suite)**

	PAGE
Vérification de la résistance du câble de détection, type 40G	5-8
PARTIE 6 – SYSTÈME PRINCIPAL D'ALARME	
GÉNÉRALITÉS	6-1
Emplacement des composants	6-1
Fonctionnement du système	6-1
Poussoir d'essai	6-6
Gradateur	6-6
Dépose et pose des ampoules des voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION	6-6
Dépose et pose des ampoules des voyants du panneau annonceur	6-11
Vérification de fonctionnement du système principal d'alarme	6-12

PARTIE 7 – SYSTÈME DE GÉNÉRATION DE FUMÉE

GÉNÉRALITÉS	7-1
Description	7-1
Fonctionnement	7-1
COMPOSANTS DU SYSTÈME DE GÉNÉRATION DE FUMÉE	7-1
Emplacement des composants	7-1
Réservoirs de carburant à fumée	7-4
Vérification d'état de marche	7-4
Vérification de fonctionnement du système de génération de fumée	7-5
Remplissage des réservoirs de carburant à fumée	7-8

LISTE DES ABRÉVIATIONS**LA-F-1/LA-F-2**

LIST OF FIGURES

FIGURE	TITLE	PAGE
1-1	Table of Conversion Factors – Imperial to Metric	1-2
1-2	Table of Consumable Materials.....	1-3
1-3	Signal Pin Functions.....	1-4
2-1	General Arrangement of Air Conditioning and Pressurization Systems.....	2-2
2-2	Air Conditioning and Pressurizing Systems – Schematic.....	2-4
2-3	Cockpit Air Conditioning and Pressurizing – Schematic.....	2-7
2-4	Air Conditioning System Components and Location (2 Sheets).....	2-8
2-5	Removal and Installation of Refrigeration Unit	2-11
2-6	Temperature Control Test Box	2-18
2-7	Temperature Control System Check List	2-22
2-8	Windshield and Canopy Demisting System – Schematic.....	2-27
2-9	Windshield Demist System Check List.....	2-30
2-10	Table of Pressurization System Components and Location.....	2-32
2-11	Canopy Seal System	2-33
2-12	Air Conditioning Check List (2 Sheets).....	2-45
2-13	Air Conditioning System – Schematic (3 Sheets)	2-49

LISTE DES FIGURES

FIGURE	TITRE	PAGE
1-1	Table de conversion – impérial à métrique	1-2
1-2	Tableau des produits consommables.....	1-3
1-3	Fonctions de broche de signal.....	1-4
2-1	Vue d'ensemble des systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation.....	2-3
2-2	Systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation – schéma	2-5
2-3	Conditionnement d'air et pressurisation du poste de pilotage – schéma	2-7
2-4	Système de conditionnement d'air – composants et emplacement (2 feuilles).....	2-8
2-5	Dépose et pose du groupe de refroidissement	2-11
2-6	Boîtier d'essai de régulation de température.....	2-18
2-7	Liste de vérification du circuit de régulation de température.....	2-23
2-8	Circuit de désembuage verrière et pare-brise – schéma.....	2-27
2-9	Liste de vérifications du circuit de désembuage pare-brise.....	2-30
2-10	Tableau des composants du système de pressurisation et de leur emplacement	2-32
2-11	Circuit du boudin de verrière	2-33
2-12	Liste de vérification du système de conditionnement d'air (2 feuilles)	2-45
2-13	Système de conditionnement d'air – schéma (3 feuilles)	2-49

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
2-14	Windshield De-ice and Demisting – Schematic	2-55
3-1	Windshield De-icing System – Schematic	3-2
3-2	De-icing System Check List (2 Sheets)	3-4
4-1	Oxygen System – Schematic	4-2
4-2	Oxygen System – Component Location	4-3
4-3	Oxygen System – Table of Main Components and Location	4-5
4-4	Oxygen Draining Plug	4-9
4-5	Pressure/Ambient Temperature Chart	4-11
5-1	Table of Fire and Overheat Detection Wire, Type 40G, Ambient Temperature Adjustment	5-6
5-2	Fire and Overheat Detection Cable Test Fixture and Test Connector	5-10
5-3	Overheat Detection Control Unit – Application of Sealant Over Connector	5-11
5-4	Fire and Overheat Detection – Schematic	5-13
6-1	Annunciator Panel	6-2
6-2	List of Warning Control System Monitor Circuits	6-3
6-3	Positive and Negative Polarity Circuits – Simplified Schematic	6-4

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
2-14	Dégivrage et désembuage pare-brise – schéma	2-55
3-1	Circuit de dégivrage pare-brise – schéma	3-2
3-2	Liste de vérification du circuit de dégivrage (2 feuilles)	3-4
4-1	Circuit d'oxygène – schéma	4-2
4-2	Circuit d'oxygène – emplacement des composants	4-3
4-3	Tableau des principaux composants du circuit d'oxygène et de leur emplacement	4-5
4-4	Bouchon de purge du circuit d'oxygène	4-9
4-5	Graphique – pression en fonction de la température ambiante	4-11
5-1	Tableau – câbles de détection incendie et surchauffe, type 40G, à diverses températures ambiantes	5-6
5-2	Appareil d'essai et connecteur d'essai pour câbles de détection incendie et surchauffe	5-10
5-3	Boîtier de détection de surchauffe – application du composé d'étanchéité sur le connecteur	5-11
5-4	Détection incendie et surchauffe – schéma	5-13
6-1	Panneau annonceur	6-2
6-2	Circuits de surveillance du système principal d'alarme	6-3
6-3	Circuits à polarités positive et négative – schéma de principe	6-4

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
6-4	MASTER WARNING Light Assembly.....	6-7
6-5	Master Warning Control – Schematic.....	6-9
7-1	Smoke System Components and Location (2 Sheets)	7-2

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
6-4	Assemblage du voyant MASTER WARNING	6-7
6-5	Système principal d'alarme – schéma	6-9
7-1	Système de génération de fumée – composants et emplacement (2 feuilles).....	7-2

PART 1**GENERAL INFORMATION****PURPOSE**

1. This publication is one of a series providing descriptive and corrective maintenance instructions for CT114 (Tutor) aircraft. For general information and preventive maintenance instructions, see [C-12-114-000/MF-001](#).

NOTE

This publication contains information pertaining to the operation, maintenance and servicing of the utility systems used in the CT114 Tutor aircraft rewired in accordance with C-12-114-000/CD-036. For information regarding a pre-rewired aircraft, refer to C-12-114-0C0/MF-000.

UNITS OF MEASUREMENT

2. All units of measurement are expressed in metric units followed in parenthesis 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 shall be used.

CONSUMABLE MATERIALS

4. See [Figure 1-2](#) for a table of consumable materials that are called up in this publication.

SIGNAL PIN FUNCTIONS

5. A list of signal pin functions is provided in [Figure 1-3](#).

PARTIE 1**RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX****OBJET**

1. La présente publication fait partie d'un ensemble de documents contenant les données descriptives et les instructions de maintenance corrective pour l'avion CT114 (Tutor). Pour tout renseignement d'ordre général et pour les instructions de maintenance préventive, voir [C-12-114-000/MF-001](#).

NOTA

La présente publication contient des renseignements relatifs à l'exploitation, à la maintenance et à l'entretien courant des servitudes utilisées 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-12-114-0C0/MF-000.

UNITÉS DE MESURE

2. Toutes les mesures sont exprimées dans le système métrique avec, entre parenthèses, l'équivalent dans le système impérial. Voir la table de conversion à la [figure 1-1](#).

SPÉCIFICATIONS

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

PRODUITS CONSOMMABLES

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

FONCTIONS DE BROCHE DE SIGNAL

5. La [figure 1-3](#) donne la liste des fonctions de broche de signal.

Imperial Système impérial	Metric Système métrique
1 imperial gallon (imp gal) 1 gallon impérial (gal imp)	4.546 litres (L)
1 US gallon (US gal) 1 gallon US (gal US)	3.7854 litres (L)
1 gallon per minute (gal/min) 1 gallon par minute (gal/min)	4.546 litres per minute (L/min) 4.546 litres par minute (L/min)
1 pound (lb) 1 livre (lb)	0.4536 kilogram (kg) 0.4536 kilogramme (kg)
1 inch (in.) 1 pouce (po)	2.54 centimetres (cm) 2.54 centimètres (cm)
1 inch (in.) 1 pouce (po)	25.4 millimetres (mm) 25.4 millimètres (mm)
1 foot (ft) 1 pied (pi)	0.3048 metre (m) 0.3048 mètre (m)
1 cubic foot (ft ³) 1 pied cube (pi ³)	0.028 317 cubic meter (m ³) 0.028 317 mètre cube (m ³)
1 foot-pound (ft•lb) 1 livre-pied (lb•pi)	1.35 582 newton-metres (N•m) 1.35 582 newton-mètre (N•m)
1 inch-pound (in•lb) 1 livre-pouce (lb•po)	0.112 985 newton-metre (N•m) 0.112 985 newton-mètre (N•m)
1 per square inch (psi) 1 livre par pouce carré (lb/po ²)	6.894 757 kilopascals (kPa)
1 inch of Hg (at 39°F) (in. of Hg) 1 pouce de Hg (à 39°F) (po de Hg)	33.864 millibar (mbar)
°Fahrenheit (°F)	°Celsius = 5/9 (°F – 32)

Figure 1-1 Table of Conversion Factors – Imperial to Metric

Figure 1-1 Table de conversion – impérial à métrique

Item Article	Material Produit	Specification Spécification	Supplier or Supplier Code (see A-LM-137-04B/ LX-000) Fournisseur ou code du fournisseur (voir A-LM-137-04B/ LX-000)
1	Lockwire Fil à freiner	MS20994F41	
2	Leak Detector Solution de vérification d'étanchéité	MIL-L-25567	
3	Sealant Composé d'étanchéité	MIL-S-8802	
4	Breathing Oxygen Oxygène à respirer	Air 53-5 Type 1 Air 53-5 type 1	
5	Tape Ruban	MIL-T-27730	
6	Sealant Composé d'étanchéité		21752
7	Lockwire Fil à freiner	MS20995C20	

Figure 1-2 Table of Consumable Materials
Figure 1-2 Tableau des produits consommables

Designation	Explication
BLEED VALVE CLOSED (AMBER)	Vanne de prélèvement fermé (voyant ambre)
BLEED VALVE OPEN (AMBER)	Vanne de prélèvement ouverte (voyant ambre)
FIRE	Incendie
OVERHEAT	Surchauffe

Figure 1-3 Signal Pin Functions
Figure 1-3 Fonctions de broche de signal

PART 2

AIR CONDITIONING
AND PRESSURIZING SYSTEMS

DESCRIPTION

1. The air conditioning and pressurizing systems (see [Figure 2-1](#)) provide cockpit heating and cooling, ventilating and pressurizing, and anti-icing and demisting. Other pneumatic services are also operated from the same source. All the systems use air bled from the mainframe of the engine compressor but have independent controls. The cockpit air conditioning system is operable in all flight conditions and ground conditions with the engine operating. For the schematic of the air conditioning and pressurizing systems showing location of components, see [Figure 2-2](#).

2. The air conditioning and pressurizing systems are divided into the following subsystems:

- a. Ram air system.
- b. Rain removal and de-icing system.
- c. Cockpit air conditioning.
- d. Canopy demist system.
- e. Cooling and ventilating of unpressurized areas.
- f. Pressure regulation and dump system.
- g. Miscellaneous pressurization systems.

3. The ram air system provides ambient air for cockpit cooling and ventilating. Ambient air is forced into the cockpit through two ram air inlets, one on each side of the cockpit, adjacent to the windshield. This air supply is controlled through manually adjustable outlet nozzles installed just below the windshield demist tubes on each side of the cockpit. A spring-loaded flapper-type check valve is installed in each duct, at the flexible duct inlet fitting, to stop outflow of air during operations.

4. The windshield de-icing system provides a clear area of windshield in front of each pilot during light icing or moderate rain conditions. A jet blast of compressor bleed air is ducted to a nozzle in front of

PARTIE 2

SYSTÈMES DE
CONDITIONNEMENT
D'AIR ET DE PRESSURISATION

DESCRIPTION

1. Les systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation (voir [figure 2-1](#)) assurent le réchauffage et le refroidissement du poste de pilotage, la ventilation et la pressurisation ainsi que l'antigivrage et le désembuage. D'autres systèmes pneumatiques sont également alimentés par la même source. Tous ces systèmes utilisent le prélèvement d'air du carter central du compresseur réacteur mais ont des commandes indépendantes. Le système de conditionnement d'air du poste de pilotage est en état de fonctionner pour toute condition, en vol et au sol, où le réacteur tourne. Pour le schéma des systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation et pour l'emplacement de leurs composants, voir [figure 2-2](#).

2. Les systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation comprennent les circuits suivants :

- a. Air dynamique.
- b. Dégivrage et chasse-pluie.
- c. Conditionnement d'air du poste de pilotage.
- d. Désembuage de la verrière.
- e. Refroidissement et ventilation des zones non pressurisées.
- f. Régulation de pression et dépressurisation.
- g. Systèmes de pressurisation divers.

3. Le circuit d'air dynamique fournit l'air ambiant nécessaire au refroidissement et à la ventilation du poste de pilotage. Cet air est envoyé dans le poste de pilotage par deux entrées d'air dynamique, l'une de chaque côté du pare-brise. Le débit d'air est commandé par des orifices réglables à la main, situés juste au-dessous des tubes de désembuage de pare-brise, de chaque côté du poste de pilotage. Un clapet antiretour à volet et à ressort, situé dans chaque gaine, au raccord d'entrée souple, empêche la sortie de l'air pendant les opérations.

4. Le circuit de dégivrage pare-brise permet le dégagement d'une partie du pare-brise devant chaque pilote en cas de givrage léger ou de pluie modérée. Le dégivrage est assuré par un jet d'air

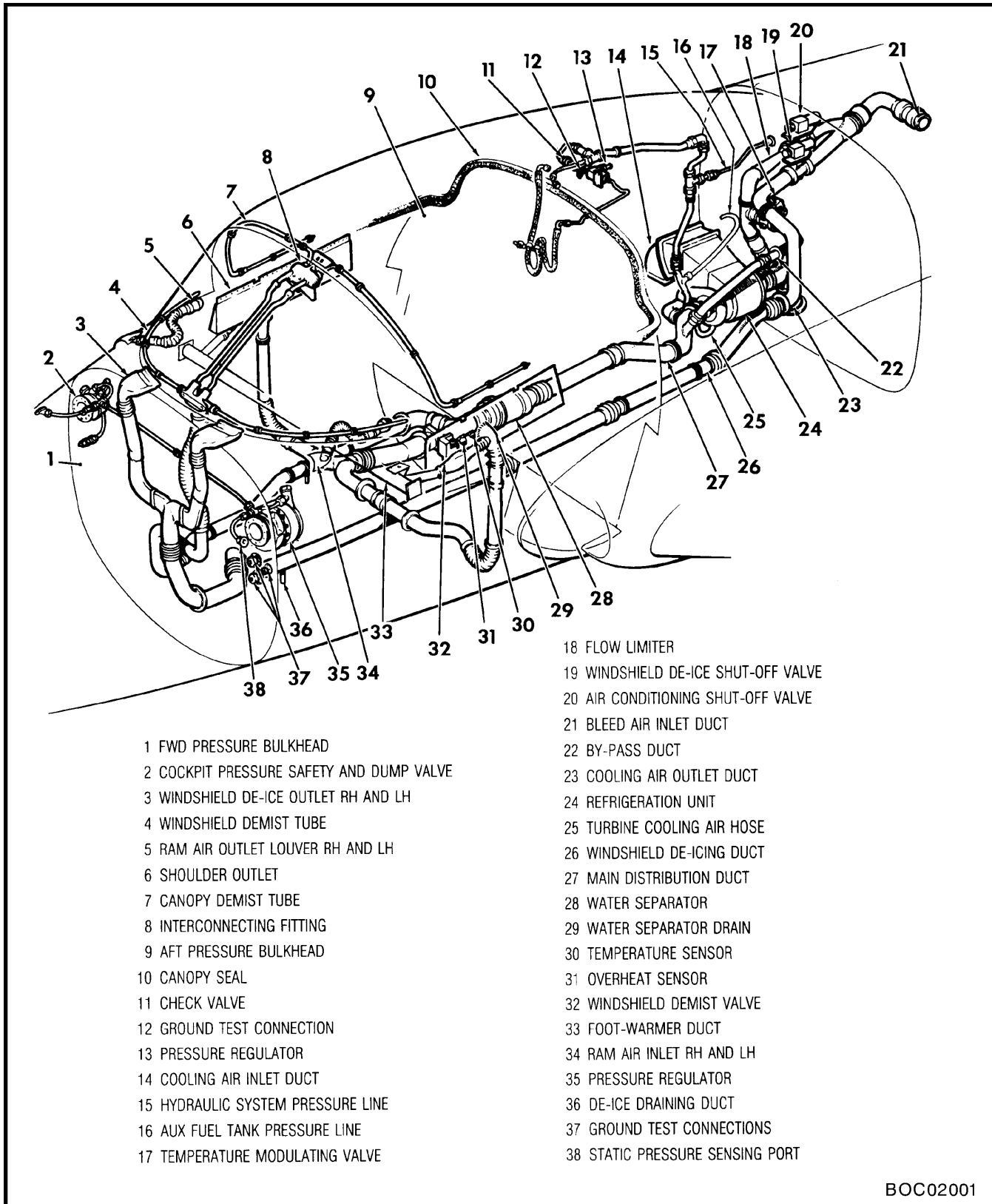
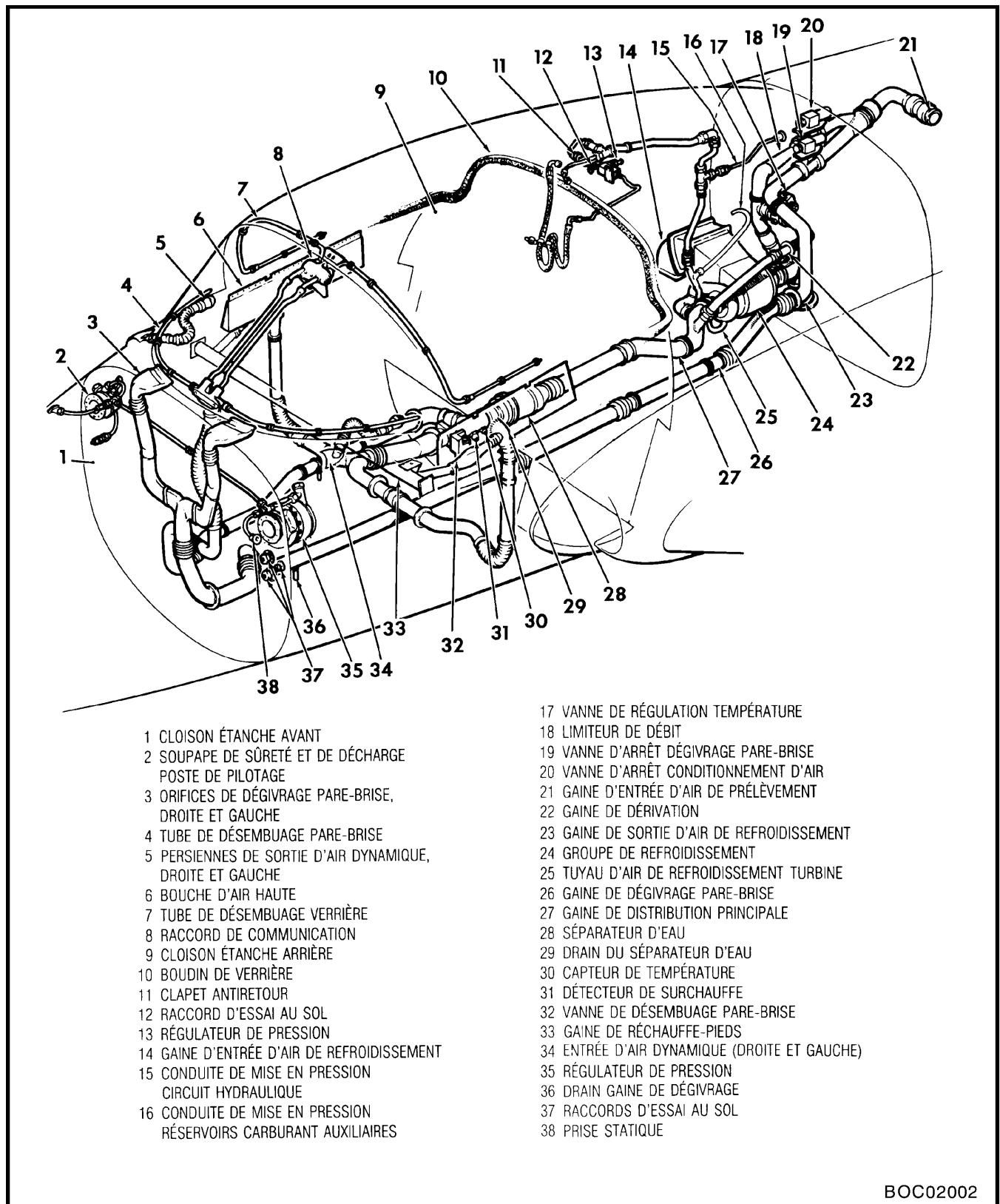


Figure 2-1 General Arrangement of Air Conditioning and Pressurization Systems



BOC02002

Figure 2-1 Vue d'ensemble des systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation

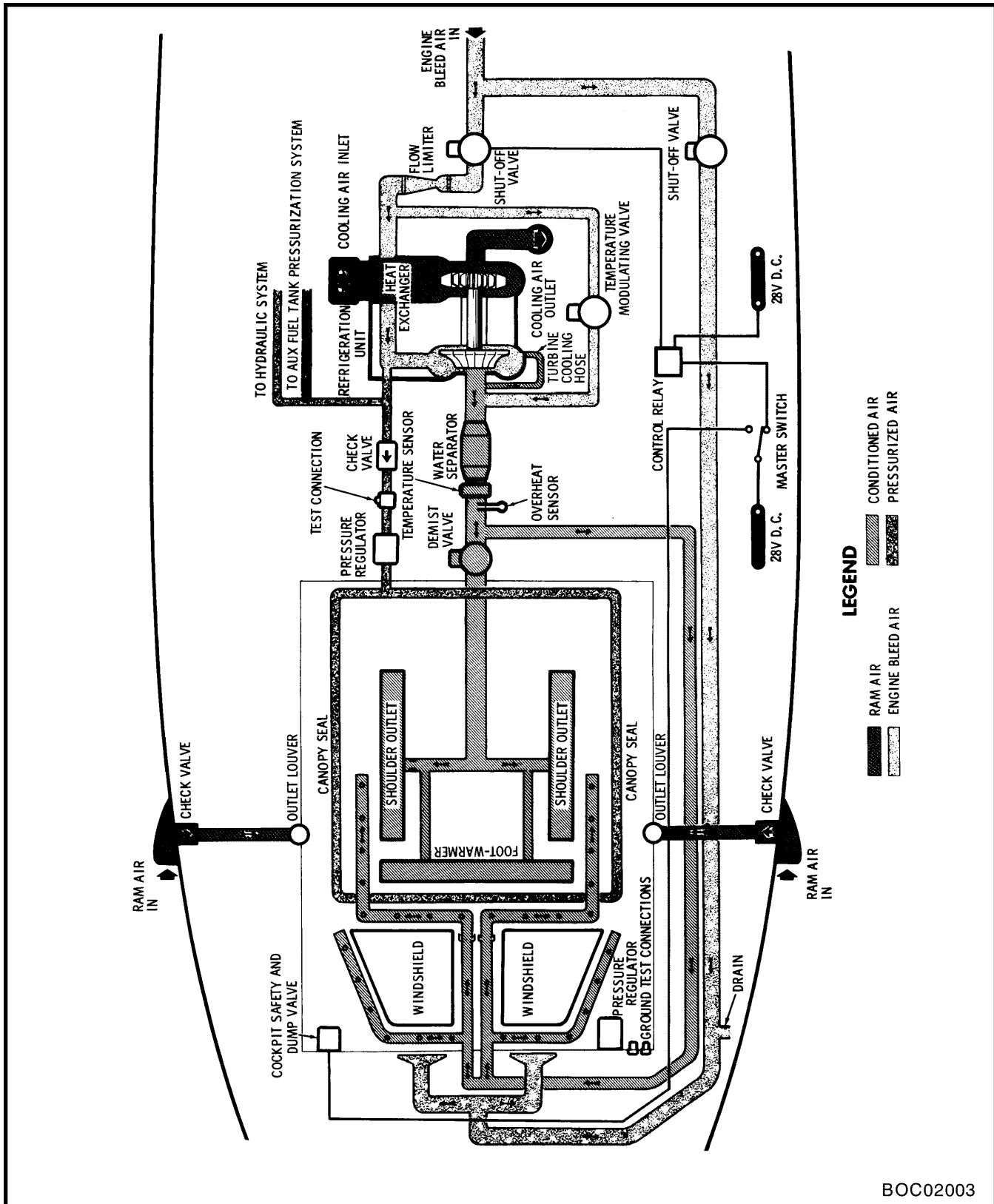


Figure 2-2 Air Conditioning and Pressurizing Systems – Schematic

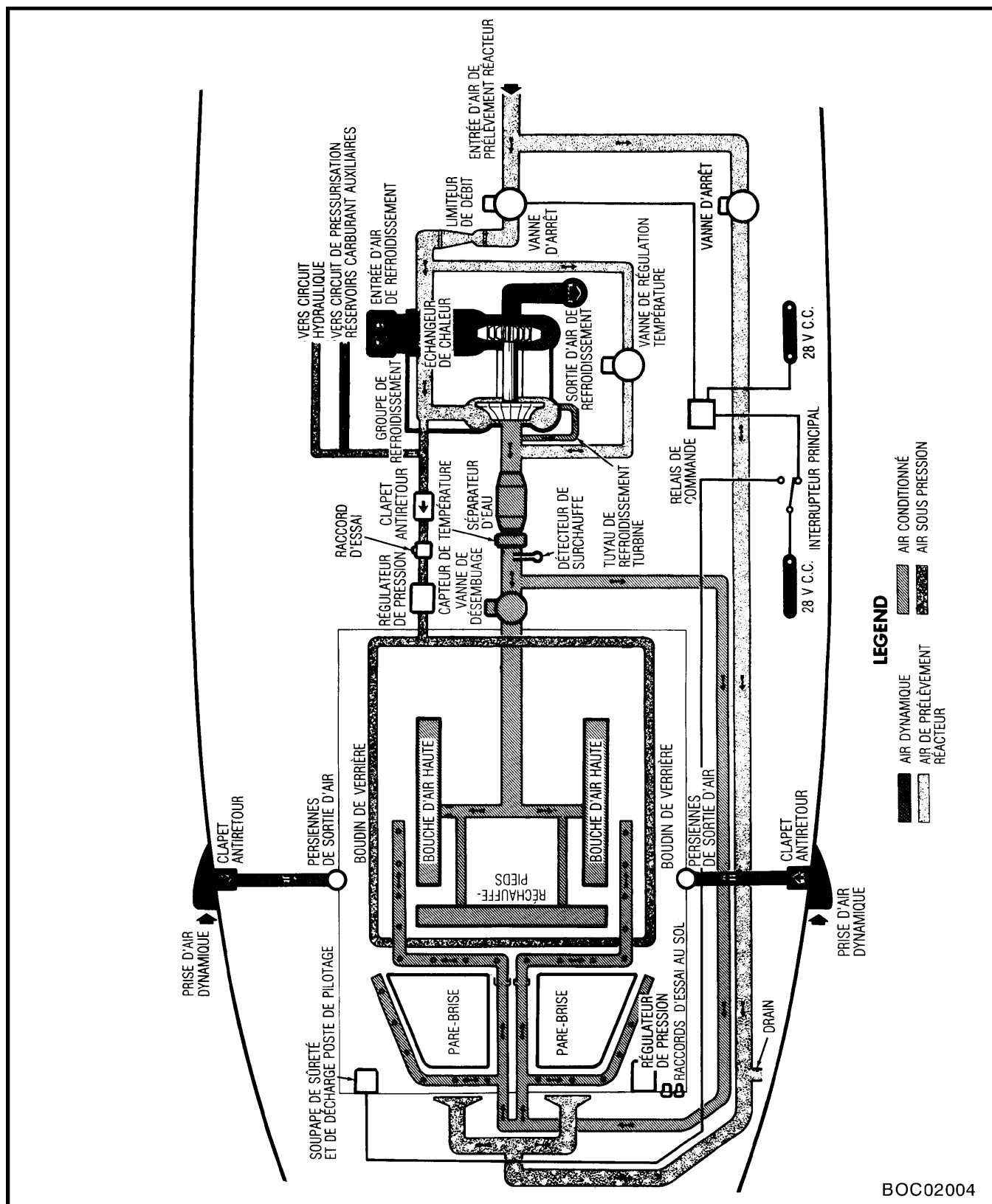


Figure 2-2 Systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation – schéma

each windshield used to provide the clear area. For information on de-icing, see [Part 3](#).

COCKPIT AIR CONDITIONING SYSTEM

GENERAL

5. The cockpit air conditioning system is selectively controlled from the cockpit and is fully automatic in operation. Relatively high pressure and temperature air for the system is bled from the mainframe of the engine compressor; it is then routed through the respective valves and cooling equipment, and is delivered to the cockpit as required. For the schematic diagram of the air conditioning system, see [Figure 2-3](#). For the electrical schematic, see [Figure 2-13](#).

MAIN COMPONENTS

6. For a list of main components of the air conditioning system and their location, see [Figure 2-4](#).

REFRIGERATION UNIT



To prevent oil loss, keep turbine horizontal at all times. This also applies when the turbine is placed in a shipping container. If there is evidence of oil when removing a turbine from its container, it shall be placed unserviceable and returned to the R & O contractor for replenishment.

7. The function of the cooling unit is to reduce the temperature of engine bleed air for use in the aircraft air conditioning system for pressurizing or cooling the cockpit. It consists of a cooling turbine and fan assembly, a heat exchanger, and associated duct assemblies. The cooling turbine assembly consists of a radial turbine wheel which drives an axial fan mounted at opposite ends of a shaft supported in bearings and contained within the unit housing. Lubrication of the shaft bearings is provided by oil slingers mounted on the outboard side of each bearing. Oil-saturated cotton and wicks are contained within the unit sump.

prélevé sur le compresseur et acheminé à une sortie devant chaque pare-brise. Pour tout renseignement sur le dégivrage, voir [Partie 3](#).

SYSTÈME DE CONDITIONNEMENT D'AIR DU POSTE DE PILOTAGE

GÉNÉRALITÉS

5. Le système de conditionnement d'air du poste de pilotage est commandé de façon sélective à partir du poste de pilotage et fonctionne automatiquement. L'air, à une pression et une température relativement élevées, est prélevé au carter central du compresseur et passe dans les robinets et les dispositifs de refroidissement appropriés avant d'arriver au poste de pilotage. Pour le schéma du système de conditionnement d'air, voir [figure 2-3](#). Pour le schéma électrique, voir [figure 2-13](#).

COMPOSANTS PRINCIPAUX

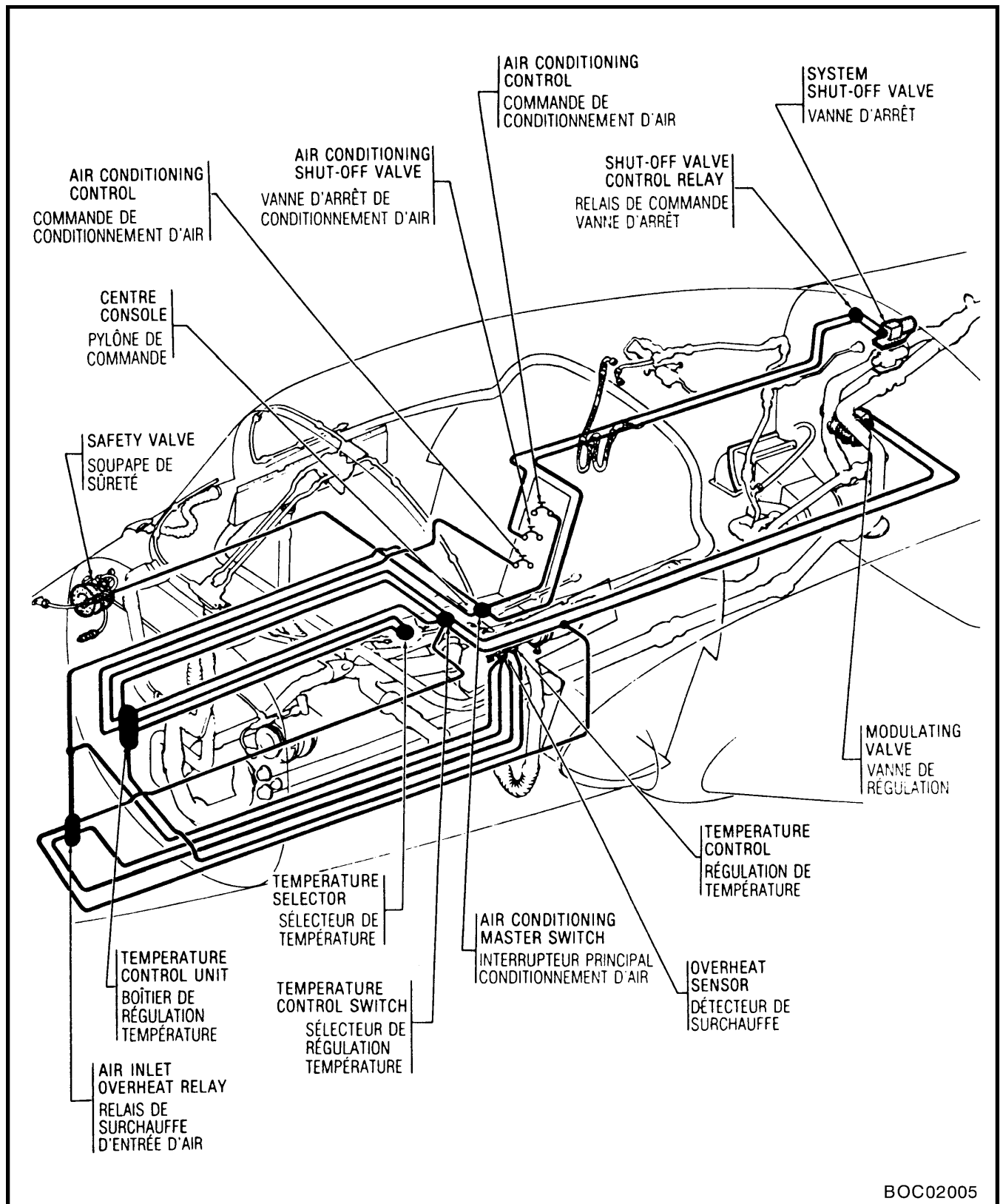
6. Pour la liste des composants principaux du système de conditionnement d'air et leur emplacement, voir [figure 2-4](#).

GROUPE DE REFROIDISSEMENT



Pour éviter les pertes d'huile, garder la turbine à l'horizontale en tout temps. Cette précaution s'impose également quand la turbine est placée dans un contenant d'expédition. S'il y a des traces d'huile quand on retire la turbine de son emballage, la déclarer hors service et la retourner à l'entrepreneur chargé de la révision pour qu'il fasse l'appoint d'huile.

7. Le groupe de refroidissement abaisse la température de l'air de prélèvement du réacteur pour utilisation par le système de conditionnement d'air à des fins de pressurisation ou de refroidissement du poste de pilotage. L'appareil comprend une turbine et un ventilateur de refroidissement, un échangeur de chaleur et un ensemble de gaines. La turbine de refroidissement comprend une roue radiale qui entraîne une soufflante axiale montée à l'extrémité opposée d'un arbre, lui-même supporté par des paliers et contenu dans le logement de l'ensemble. L'arbre est graissé par des déflecteurs d'huile montés à l'extérieur de chaque palier. Du coton et des mèches saturés d'huile sont logés dans le carter.



BOC02005

Figure 2-3 Cockpit Air Conditioning and Pressurizing – Schematic
 Figure 2-3 Conditionnement d'air et pressurisation du poste de pilotage – schéma

Component Composant	Location Emplacement
Refrigeration unit Groupe de refroidissement	Main distribution duct, RH side, FS 274.0 Gaine de distribution principale, côté droit, à FS 274.0
Air conditioning master switch Interrupteur principal de conditionnement d'air	On centre console, marked SHUT OFF & DUMP/ NORMAL Pylône de commande, marqué SHUT OFF & DUMP/NORMAL
Cockpit temperature selector Sélecteur de température cabine	On centre console Pylône de commande
Temperature control switch Sélecteur de régulation température	On centre console, marked AUTO/OFF/COLD/HOT Pylône de commande, marqué AUTO/OFF/COLD/ HOT
Cockpit temperature control unit Boîtier de régulation de température du poste de pilotage	On bulkhead at FS 149 Cloison, à FS 149
Cockpit inlet temperature sensor Capteur de température d'entrée d'air du poste de pilotage	In distribution duct at FS 217 Gaine de distribution, à FS 217
Cockpit air inlet overheat switch Thermocontact de surchauffe d'entrée d'air du poste de pilotage	In distribution duct at FS 215 Gaine de distribution, à FS 215
Cockpit air inlet overheat relay Relais de surchauffe d'entrée d'air du poste de pilotage	In nose compartment Compartiment avant
Modulating valve Vanne de régulation	Distribution duct in engine bay, FS 283 Gaine de distribution, compartiment réacteur, FS 283
Shut-off valve Vanne d'arrêt	Distribution duct in engine bay, FS 292.5 Gaine de distribution, compartiment réacteur, FS 292.5

Figure 2-4 (Sheet 1 of 2) Air Conditioning System Components and Location

Figure 2-4 (feuille 1 de 2) Système de conditionnement d'air – composants et emplacement

Component Composant	Location Emplacement
System overheat sensor Détecteur de surchauffe	Through area at FS 215 Logement, FS 215
Water separator Séparateur d'eau	Main distribution duct, lower RH side, at FS 228 Gainé de distribution principale, côté inférieur droit, FS 228

Figure 2-4 (Sheet 2 of 2) Air Conditioning System Components and Location
Figure 2-4 (feuille 2 de 2) Système de conditionnement d'air – composants et emplacement

8. The heat exchanger assembly is an air-to-air type, consisting of a core assembly containing a series of plate tubes with integral tube fins separated by cooling air fins. The core is enclosed within welded and brazed pan assemblies. Integral inlet and discharge ducts are used for directing hot engine bleed air and exchanger cooling air through the unit. The heat exchanger plenum is a brazed assembly consisting of a shell, a duct, two ends and a mounting flange. For further information on the cooling turbine assemblies, see C-13-B18-000/MF-000.

OPERATION OF REFRIGERATION UNIT

9. Hot, high pressure bleed air is directed through the hot air passages of the heat exchanger core and is partially cooled by the transfer of heat to ambient cooling air. The partially cooled air is then ducted to the turbine inlet and directed by the nozzle passages to the blades of the turbine wheel. A static pressure connection, on the heat exchanger outlet duct, supplies pressurized air for the canopy seal, hydraulic reservoir and external fuel tanks. A portion of the air, after passing through the nozzle and partially through the turbine wheel, is routed through the turbine housing and around the bearings for cooling purposes and is then discharged to atmosphere. Air from the nozzle impinges on the blades, rotating the wheel at high speed and is then discharged into the aircraft distribution system. The energy-using process of turning the turbine wheel causes a further drop in bleed air temperature, enabling the air to be used for cooling purposes. The energy used in turning the wheel is absorbed by the fan mounted on the opposite end of the shaft. The rotation of the fan draws ambient (cooling) air through the heat exchanger.

AUXILIARY COOLING OF TURBINE

10. For additional cooling of the turbine bearings, air is diverted from a point in the main conditioned air duct near the turbine outlet, where it passes through a hose to an inlet on the underside of the turbine housing.

REMOVAL OF REFRIGERATION UNIT

11. To remove the refrigeration unit, proceed as follows (see [Figure 2-5](#)):

- a. Gain access to refrigeration unit through access door on underside of fuselage between FS 260 and FS 276.

8. L'échangeur de chaleur est du type air-air. Son coeur est constitué d'une série de conduits plats à ailettes tubulaires intégrées, séparées par des ailettes de refroidissement d'air. Ce coeur est enfermé dans une enceinte soudée et brasée. Les conduits d'entrée et de sortie intégrés servent à diriger l'air chaud prélevé sur le réacteur et l'air de refroidissement de l'échangeur dans l'appareil. Le collecteur de l'échangeur de chaleur est un ensemble brasé qui comporte une enveloppe, une gaine, deux extrémités et une embase pour le montage. Pour tout renseignement sur la turbine de refroidissement, voir C-13-B18-000/MF-000.

FONCTIONNEMENT DU GROUPE DE REFROIDISSEMENT

9. L'air de prélèvement chaud sous pression élevée est envoyé dans les passages d'air chaud du coeur de l'échangeur de chaleur où il est partiellement refroidi par l'air de refroidissement ambiant. Il est ensuite dirigé vers l'entrée de la turbine et amené sur les aubes de la roue par des passages aménagés à cet effet. Une prise statique, sur la gaine de sortie de l'échangeur de chaleur, fournit l'air sous pression nécessaire au boudin de verrière, au réservoir hydraulique et aux réservoirs carburant externes. Une partie de l'air, après avoir traversé le distributeur et une partie de la roue de la turbine, est envoyée dans le logement de la turbine et autour des paliers pour les refroidir avant d'être finalement déchargée à l'air libre. L'air provenant du distributeur frappe les aubes et fait tourner la roue à haute vitesse avant d'être envoyé dans le réseau de distribution de l'avion. L'entraînement de la roue de la turbine consomme de l'énergie, ce qui diminue encore la température de l'air de prélèvement et rend ce dernier utilisable pour le refroidissement. L'énergie utilisée pour l'entraînement de la roue est absorbée par le ventilateur monté à l'autre bout de l'arbre. La rotation du ventilateur aspire l'air ambiant (de refroidissement) dans l'échangeur de chaleur.

REFROIDISSEMENT AUXILIAIRE DE LA TURBINE

10. Pour assurer un refroidissement supplémentaire des paliers de la turbine, l'air est soutiré en un point de la gaine principale d'air conditionné, près de la sortie de la turbine, et traverse un tuyau souple pour entrer dans le fond du logement de la turbine.

DÉPOSE DU GROUPE DE REFROIDISSEMENT

11. Pour déposer le groupe de refroidissement, procéder comme suit (voir [figure 2-5](#)) :

- a. Accéder au groupe de refroidissement par le panneau sur le dessous du fuselage, entre FS 260 et FS 276.

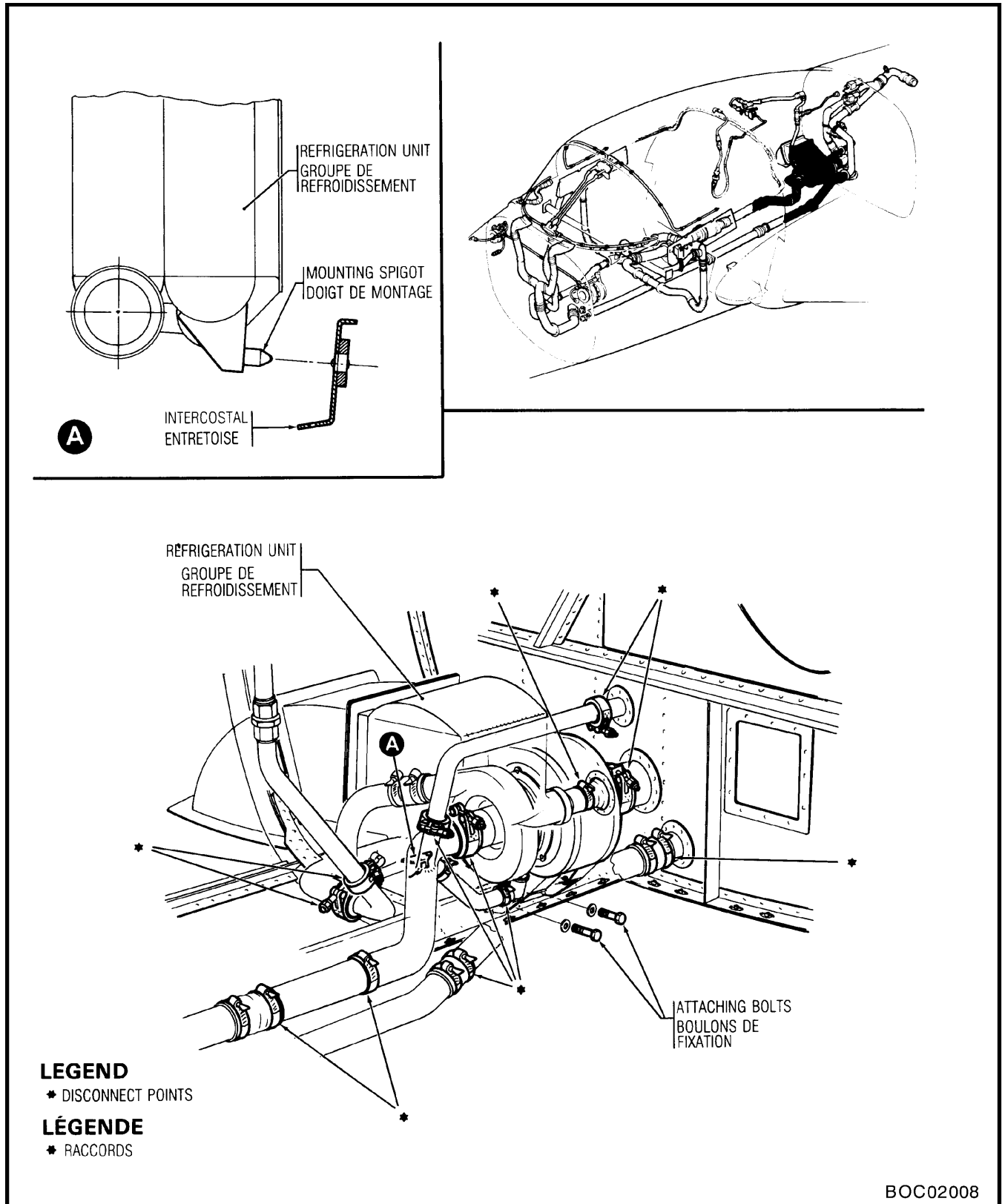


Figure 2-5 Removal and Installation of Refrigeration Unit
Figure 2-5 Dépose et pose du groupe de refroidissement

- b. Disconnect the following duct assemblies to facilitate removal:

- (1) Bulkhead to windshield de-ice.
- (2) Hot air bypass. Bulkhead to refrigeration unit conditioned air outlet.

- c. Disconnect the duct assemblies at the following locations:

- (1) Conditioned air outlet.
- (2) Cooling air outlet.
- (3) Hot bleed air inlet.
- (4) Canopy seal.
- (5) Turbine auxiliary cooling hose.

NOTE

Either of the two hose clamps can be disconnected. If the refrigeration unit is to be sent away for overhaul, do not disconnect hose clamps, but remove the elbow fitting assembly from inlet on underside of turbine.

- d. Remove two bolts securing unit to aircraft structure on inboard side of unit.
- e. Carefully disengage spigot on outboard side of unit from locating hole on aircraft structure and remove refrigeration unit.

INSTALLATION OF REFRIGERATION UNIT

12. To install the refrigeration unit, proceed as follows:

- a. Reverse the removal procedure.
- b. Torque mounting bolts so that there is a minimum clearance of 0.76 mm (0.03 in.) between refrigeration unit spigot mounting and aircraft structure.
- c. Torque clamps and couplings to the following values:
 - (1) Canopy seal: 8.5 to 9.6 N•m (75 to 85 in•lb).

- b. Débrancher les gaines suivantes pour faciliter la dépose :

- (1) Cloison vers le dégivrage pare-brise.
- (2) Dérivation de l'air chaud. Cloison vers la sortie d'air conditionné du groupe de refroidissement.

- c. Débrancher les gaines du groupe de refroidissement aux endroits suivants :

- (1) Sortie d'air conditionné.
- (2) Sortie d'air de refroidissement.
- (3) Entrée d'air chaud de prélèvement.
- (4) Boudin de verrière.
- (5) Tuyau souple de refroidissement auxiliaire de la turbine.

NOTA

On peut desserrer l'un ou l'autre des deux colliers du tuyau souple. Si le groupe de refroidissement doit être envoyé à la révision, ne pas desserrer les colliers, mais enlever le raccord coudé à l'entrée au-dessous de la turbine.

- d. Enlever les deux boulons qui retiennent l'appareil à la structure de l'avion, du côté intérieur de l'appareil.
- e. Désengager délicatement le doigt sur le côté extérieur de l'appareil du trou de positionnement aménagé dans la structure de l'avion, et déposer le groupe de refroidissement.

POSE DU GROUPE DE REFOROIDISSEMENT

12. Pour poser le groupe de refroidissement, procéder comme suit :

- a. Procéder à l'inverse de la méthode de dépose.
- b. Serrer les boulons de montage de façon qu'il y ait un jeu minimal de 0.76 mm (0.03 po) entre le support du doigt de positionnement et la structure de l'avion.
- c. Serrer les colliers et les raccords aux couples suivants :
 - (1) Boudin de verrière : 8.5 à 9.6 N•m (75 à 85 po•lb).

- | | |
|---|--|
| <p>(2) Hot bleed air inlet: 2.6 to 3.0 N•m (23 to 27 in•lb).</p> <p>(3) Cooling air outlet: 5.1 to 6.2 N•m (45 to 55 in•lb).</p> <p>(4) Conditioned air outlet: 2.6 to 3.0 N•m (23 to 27 in•lb).</p> <p>(5) Hot air bypass, bulkhead to refrigeration unit conditioned air outlet: 3.6 to 4.3 N•m (32 to 38 in•lb).</p> <p>(6) Bulkhead to windshield de-ice: 2.8 N•m (25 in•lb).</p> | <p>(2) Entrée d'air chaud de prélèvement : 2.6 à 3.0 N•m (23 à 27 po•lb).</p> <p>(3) Sortie d'air de refroidissement : 5.1 à 6.2 N•m (45 à 55 po•lb).</p> <p>(4) Sortie d'air conditionné : 2.6 à 3.0 N•m (23 à 27 po•lb).</p> <p>(5) Dérivation d'air chaud, cloison vers la sortie d'air conditionné du groupe de refroidissement : 3.6 à 4.3 N•m (32 à 38 po•lb).</p> <p>(6) Cloison vers le dégivrage pare-brise : 2.8 N•m (25 po•lb).</p> |
|---|--|
- d. If elbow fitting assembly has been removed from inlet on turbine, re-install it, then lockwire as follows with wire MS20995-C20:
- | | |
|--|---|
| <p>(1) Wrap wire one turn around turbine port (behind shoulder) and twist two turns.</p> <p>(2) Thread one end of wire through two adjacent holes in fitting flange. Hold fitting firmly against turbine port; bring ends of wire together and twist.</p> <p>(3) Using a second piece of wire, repeat Steps (1) and (2) for the two remaining holes in fitting flange.</p> | <p>d. Si le raccord coudé a été enlevé à l'entrée de la turbine, le remettre et le freiner au fil MS20995-C20 comme suit :</p> <p>(1) Enrouler le fil d'un tour autour de l'orifice de la turbine (derrière l'épaule) et torsader sur deux tours.</p> <p>(2) Passer une extrémité du fil dans les deux trous voisins aménagés dans la bride de raccordement. Bien tenir le raccord contre l'orifice de la turbine, et amener les extrémités du fil ensemble pour les torsader.</p> <p>(3) Reprendre les étapes (1) et (2) avec un second morceau de fil pour les deux trous restants de la bride de raccordement.</p> |
|--|---|

OVERHEAT SWITCH

13. The overheat switch is installed in the system to sense an overheat condition. When an overheat condition occurs, the mercury-type overheat switch is actuated to energize the air inlet overheat relay. The energized overheat relay allows current to flow to the closed side of the modulating valve, giving the same result as a manual full cold selection.

14. To remove the overheat switch, gain access to the switch through access panel No. 15-26 (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-4), disconnect the electrical connector, and unscrew the switch from its boss on the distribution duct. For installation, reverse the removal procedure, ensuring that a new gasket is installed under the switch.

THERMOCONTACT DE SURCHAUFFE

13. Le système de conditionnement d'air comprend un thermocontact servant à détecter toute surchauffe. Lorsqu'une telle condition se produit, le thermocontact au mercure est actionné et excite le relais de surchauffe d'entrée d'air, ce qui permet l'arrivée du courant à la borne fermeture de la vanne de régulation; le résultat équivaut à la sélection manuelle de la température minimale.

14. Pour déposer le thermocontact de surchauffe, y accéder par le panneau n° 15-26 (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-4). Débrancher le connecteur électrique et dévisser le thermocontact de son bossage sur la gaine de distribution. Pour la pose, procéder à l'inverse de la méthode de dépose, et mettre un nouveau joint sous le thermocontact.

COCKPIT INLET TEMPERATURE SENSOR

15. The cockpit inlet temperature sensor consists of a housing with an electrical receptacle at one end and a thermistor-type probe on the other end. The sensor varies its resistance as the probe temperature varies with ambient. It is installed in the cabin air distribution duct downstream of the water separator, at FS 217, to sense aircraft air inlet temperature. For the schematic diagram of the cockpit temperature control system and operation of the inlet temperature sensor, see [Figure 2-3](#).

SYSTEM SHUT-OFF VALVES

16. The shut-off valves are installed in the air conditioning system distribution ducting to provide a means of modulating or shutting off the flow of air to the systems.

17. **Description.** The system shut-off valves are similar to the demist valve. See [Paragraph 37](#) for a description of the system shut-off valves.

18. **Removal and Installation of System Shut-off Valves.** To remove the shut-off valves, disconnect electrical wiring to valve motor, support valve, and remove two Marman couplings and gaskets from each valve. For installation, ensure that gaskets are serviceable. Torque couplings between 8.5 to 9.6 N•m (75 to 85 in•lb).

WATER SEPARATOR

19. The water separator, a mechanical separation type, depends upon filtration to remove the particles of moisture from the air stream. The separator is installed in the main distribution duct of the air conditioning system, downstream from the compressor-turbine on the right-hand side of the fuselage at FS 228. A drain line is connected from the separator to an opening in the undersurface of the fuselage at FS 223. For further information on the water separator, see C-12-B14-000/MS-000.

20. **Removal of Water Separator.** Procedure:

- Gain access to water separator through panel No. 15-26 (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-4).
- Remove clamp from forward end and coupling from aft end of separator.

CAPTEUR DE TEMPÉRATURE D'ENTRÉE D'AIR DU POSTE DE PILOTAGE

15. Le capteur de température d'entrée d'air du poste de pilotage se compose d'un logement contenant une prise électrique à une extrémité et une sonde de type thermistance à l'autre. La résistance du capteur varie à mesure que la température de la sonde change en fonction de l'air ambiant. Le capteur est installé dans la gaine de distribution d'air du poste de pilotage, en aval du séparateur d'eau, à FS 217, de façon à capter la température de l'air entrant dans l'avion. Pour le schéma du circuit de régulation de température du poste de pilotage et pour le fonctionnement du capteur de température d'entrée d'air, voir [figure 2-3](#).

VANNES D'ARRÊT DU SYSTÈME

16. Les vannes d'arrêt sont montées dans les gaines de distribution du système de conditionnement d'air de façon à permettre la régulation ou l'arrêt du débit d'air vers les différents circuits.

17. **Description.** Les vannes d'arrêt du système sont semblables à la vanne de désembuage. Voir le [paragraphe 37](#) pour une description des vannes d'arrêt.

18. **Dépose et pose des vannes d'arrêt.** Pour déposer une vanne d'arrêt, débrancher le câblage électrique du moteur de la vanne, soutenir la vanne et enlever les deux raccords Marman et leurs joints sur chaque vanne. Pour la pose, s'assurer que les joints sont en bon état. Serrer les raccords à un couple entre 8.5 et 9.6 N•m (75 et 85 po•lb).

SÉPARATEUR D'EAU

19. Le séparateur d'eau assure une séparation mécanique des particules d'humidité dans l'air par filtrage. Le séparateur est installé dans la gaine de distribution principale du système de conditionnement d'air, en aval de l'ensemble compresseur-turbine, sur le côté droit du fuselage, à FS 228. Une conduite de drainage relie le séparateur à un orifice à la surface inférieure du fuselage, à FS 223. Pour tout renseignement sur le séparateur d'eau, voir C-12-B14-000/MS-000.

20. **Dépose du séparateur d'eau.** Méthode :

- Accéder au séparateur d'eau par le panneau n° 15-26 (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-4).
- Enlever le collier de l'extrémité avant et le raccord de l'extrémité arrière du séparateur.

c. Support water separator. Remove two line supports from around body of separator.

d. Remove water separator and drain line assembly.

21. **Installation of Water Separator. Procedure:**

a. Check that cork protectors on line supports are serviceable. Check that rubber grommet at drain outlet is serviceable.

b. Position water separator on supports with drain line at forward end aligned with grommet. Tighten the two line supports. Torque to a value between 0.56 and 1.1 N•m (5 and 10 in•lb).

c. Attach clamp at forward end of water separator and coupling at aft end. Torque clamp to 2.8 N•m (25 in•lb). Torque coupling to a value between 2.6 and 3.0 N•m (23 and 27 in•lb).

c. Soutenir le séparateur d'eau et enlever les deux supports de la conduite autour du corps du séparateur.

d. Déposer le séparateur et la conduite de drainage.

21. **Pose du séparateur d'eau. Méthode :**

a. Vérifier que les protecteurs de liège sur les supports de la conduite sont en bon état. Vérifier que l'oeillet en caoutchouc à l'orifice de drainage est en bon état.

b. Placer le séparateur d'eau sur des supports de façon que la conduite de drainage soit à l'extrémité avant et alignée avec l'oeillet. Serrer les deux supports de la conduite entre 0.56 et 1.1 N•m (5 et 10 po•lb).

c. Placer le collier à l'extrémité avant et le raccord à l'extrémité arrière du séparateur d'eau. Serrer le collier à 2.8 N•m (25 po•lb) et le raccord entre 2.6 et 3.0 N•m (23 et 27 po•lb).

AIR CONDITIONING SHOULDER OUTLETS

22. Outlets for conditioned air are installed between FS 178 and FS 205 on the right and left sides of the cockpit just below the canopy sill. The shoulder outlets are made of aluminum alloy sheet, formed and drilled, to which the inlet ducts have been welded. Air from the main distribution duct is routed to the outlets and escapes to the cockpit through holes drilled in the bottom surface of the outlet adjacent to the pilot's shoulder. A sliding valve is installed to control the amount of air delivered through these outlets. Fore or aft movement of the plastic handle installed on the base of the outlet will increase or decrease the flow of conditioned air as required by the pilot. The shoulder outlets have air deflectors installed at the air outlets and noise absorbing material incorporated in the box structure. Airflow to the right-hand shoulder outlet is reduced by an airflow restrictor installed in the right-hand inlet duct. Air is tapped off the main LH and RH ducts immediately upstream of the headwarmer ducts and is routed through flexible ducts to outlets adjacent to the pilot's feet.

TEMPERATURE CONTROL UNIT

23. The temperature control unit, a magnetic-amplifier type, incorporates a wheatstone bridge circuit, a magnetic amplifier, a heat relay and a cool relay. The control unit is connected to a temperature

BOUCHES D'AIR HAUTES

22. Les bouches d'air conditionné sont situées dans le poste de pilotage, juste sous le bord de la verrière, à droite et à gauche, entre FS 178 et FS 205. Les bouches d'air hautes sont faites de tôles d'alliage d'aluminium mises en forme et percées, auxquelles les gaines d'entrée d'air ont été soudées. L'air provenant de la gaine de distribution principale est envoyé aux bouches et distribué dans le poste de pilotage par des trous percés dans la surface inférieure de la bouche à côté de l'épaule du pilote. Une vanne coulissante règle la quantité d'air qui sort de ces bouches. Le pilote peut augmenter ou diminuer le débit d'air conditionné en déplaçant vers l'avant ou vers l'arrière la poignée de plastique sur la base de la bouche. Les bouches d'air hautes sont munies de déflecteurs, et un matériau insonorisant est intégré à leur structure. Le débit d'air vers la bouche droite est limité par un réducteur placé dans la gaine d'entrée d'air droite. L'air est prélevé sur les gaines principales droite et gauche juste en amont des gaines de réchauffage hautes et acheminé dans les gaines flexibles vers les bouches situées près des pieds des pilotes.

BOÎTIER DE RÉGULATION DE TEMPÉRATURE

23. Le boîtier de régulation de température est du type à amplificateur magnétique et comprend un pont de Wheatstone, un amplificateur magnétique, un relais air chaud et un relais air froid. Le boîtier de

sensor and a temperature selector. The sensor forms a part of the bridge circuit, and its resistance varies with temperature change (see [Figure 2-3](#)). If the airduct temperature is at the required value, the bridge circuit will be balanced. Should the temperature rise or fall, the temperature sensor will unbalance the bridge circuit and an appropriate heat or cool signal will be initiated by the bridge. The signal will be amplified by the magnetic amplifier and the heat or cool relay will be energized to direct a 28 Vdc to open or close the modulating valve in the engine bay. For further information on the temperature control unit, see C-17-901-000/MS-000.

24. Removal of Temperature Control Unit. The temperature control unit is attached to a mounting plate which is installed on a bracket. For removal of temperature control unit, proceed as follows:

- a. Gain access to control unit in cockpit by opening canvas cover over rear of instrument panel.
- b. Remove control unit mounting plate from mounting bracket.

NOTE

Mounting plate is attached to bracket by sliding it into position and securing plate with Camloc stud. Control unit is attached to mounting bracket or plate with eight screws.

- c. Remove electrical connector from temperature control unit.
- d. Remove mounting plate, if necessary.

25. Installation of Temperature Control Unit. Installation is the reverse of the removal procedure.

TEMPERATURE CONTROL

26. Cockpit air temperature is automatically controlled through electrical circuits by a temperature control unit when the temperature control switch is set to AUTO. The control unit regulates the position of the modulating valve in the refrigeration unit cross-over duct, thereby controlling the temperature of the air being distributed in the cockpit. The control unit works in conjunction with a temperature control switch and a temperature selector. The temperature selector is used to select airduct temperatures

régulation est relié à un capteur de température et à un sélecteur de température. Le capteur, dont la résistance varie en fonction de la température, fait partie du circuit en pont (voir [figure 2-3](#)). Si la température de la gaine est à la valeur requise, le circuit en pont sera équilibré. Si la température monte ou descend, le capteur de température déséquilibrera le circuit en pont et un signal approprié d'air chaud ou d'air froid sera envoyé par le pont. Le signal sera amplifié par l'amplificateur magnétique et le relais air chaud ou air froid sera excité et enverra un signal de 28 V c.c. pour ouvrir ou fermer la vanne de régulation dans le compartiment réacteur. Pour tout renseignement sur le boîtier de régulation de température, voir C-17-901-000/MS-000.

24. Dépose du boîtier de régulation de température. Le boîtier de régulation de température est fixé à une plaque de montage installée sur un support. Pour la dépose du boîtier, procéder comme suit :

- a. Accéder au boîtier dans le poste de pilotage en ouvrant la housse de toile à l'arrière du tableau de bord.
- b. Enlever la plaque de montage de son support.

NOTA

La plaque de montage se glisse sur le support et se fixe au moyen d'un goujon Camloc. Le boîtier de régulation est fixé au support ou à la plaque au moyen de huit vis.

- c. Enlever le connecteur électrique du boîtier de régulation de température.
- d. Enlever la plaque de montage au besoin.

25. Pose du boîtier de régulation de température. Pour la pose, procéder à l'inverse de la méthode de dépose.

RÉGULATION DE TEMPÉRATURE

26. La température du poste de pilotage est régulée automatiquement par les circuits électriques du boîtier de régulation de température quand le sélecteur de régulation de température est sur AUTO. Le boîtier de régulation fait varier la position de la vanne de régulation dans la gaine de dérivation du groupe de refroidissement, régulant ainsi la température de l'air envoyé dans le poste de pilotage. Le boîtier de commande fonctionne de pair avec un sélecteur de régulation de température et un

between 4.4 degrees C (40 degrees F) and 82.2 degrees C (180 degrees F). An overheat switch is installed in the distribution ducting to monitor air temperature and energize the modulating valve to a close sequence when an overheat condition exists in the duct. For the electrical schematic of the temperature control system, see [Figure 2-13](#).

27. When cockpit air conditioning is required, the air conditioning master switch is selected to NORMAL. Power from the 28 Vdc supply will energize the system shut-off valve relay, and a 28 Vdc is supplied to the open side of the system shut-off valve, permitting bleed air from the engine to flow into the distribution ducting.

28. Manual control of the temperature of the air delivered to the cockpit is obtained by selecting HOT or COLD on the temperature control switch. When the switch is set to HOT, the open side of the motor which operates the modulating valve is energized. As a result a larger amount of hot air will bypass the refrigeration unit, thereby raising the temperature of the air being delivered to the cockpit. When the switch is set to COLD, the close side of the motorized valve is energized, more bleed air is directed through the refrigeration unit, and cooler air is delivered at the cockpit air outlets.

29. When the temperature control switch is placed in AUTO, a 28 Vdc is applied via contacts B and G of the cockpit air inlet overheat relay to paralleled contacts of the heat and cool relays in the control unit. When either of these relays becomes energized in response to a signal from the temperature sensor, the 28 volt potential is transferred to the respective side of the modulating valve motor actuator. When the airflow has attained the desired value, resistance of the temperature sensor balances the bridge circuit in the temperature control unit. The valve will then stop in the modulated position.

TEMPERATURE CONTROL SYSTEM FUNCTIONAL CHECK

30. Procedure:

- a. Ensure that temperature control test box (see [Figure 2-6](#)) or equivalent, is available.

sélecteur de température. Le sélecteur de température permet de régler la température de l'air entre 4.4 degrés C (40 degrés F) et 82.2 degrés C (180 degrés F). Un thermocontact de surchauffe placé dans la gaine de distribution contrôle la température de l'air et fait fermer la vanne de régulation quand il y a surchauffe dans la gaine. Pour le schéma électrique du circuit de régulation de température, voir [figure 2-13](#).

27. Lorsqu'il faut climatiser le poste de pilotage, mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur NORMAL. Le relais de la vanne d'arrêt du système est excité par le courant de 28 V c.c., qui est alors envoyé à la borne ouverture de la vanne d'arrêt, ce qui permet à l'air prélevé sur le réacteur de passer dans la gaine de distribution.

28. La température de l'air du poste de pilotage peut être réglée manuellement par la sélection de HOT ou de COLD sur le sélecteur de régulation température. Pour obtenir de l'air plus chaud, il faut mettre le sélecteur sur HOT. Le côté ouverture du moteur de la vanne de régulation est alors mis sous tension, et une plus grande quantité d'air chaud contourne le groupe de refroidissement, augmentant ainsi la température de l'air envoyé dans le poste de pilotage. Quand le sélecteur est mis sur COLD, le côté fermeture de la vanne de régulation est mis sous tension, davantage d'air de prélèvement passe par le groupe de refroidissement, et de l'air plus froid est distribué par les bouches d'air du poste de pilotage.

29. Quand le sélecteur de régulation température est mis sur AUTO, une tension de 28 V c.c. est appliquée, via les contacts B et G du relais de surchauffe d'entrée d'air du poste de pilotage, aux contacts en parallèle des relais air chaud et air froid dans le boîtier de régulation. Quand l'un ou l'autre de ces relais est excité, à la suite d'un signal du capteur de température, la tension de 28 volts est transférée au côté correspondant du moteur de la vanne de régulation. Quand le débit d'air atteint la valeur désirée, la résistance du capteur de température équilibre le circuit en pont dans le boîtier de commande. La vanne s'arrête alors en position de régulation.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT DE RÉGULATION DE TEMPÉRATURE

30. Méthode :

- a. S'assurer qu'on dispose du boîtier d'essai de régulation de température (voir [figure 2-6](#)) ou d'un appareil équivalent.

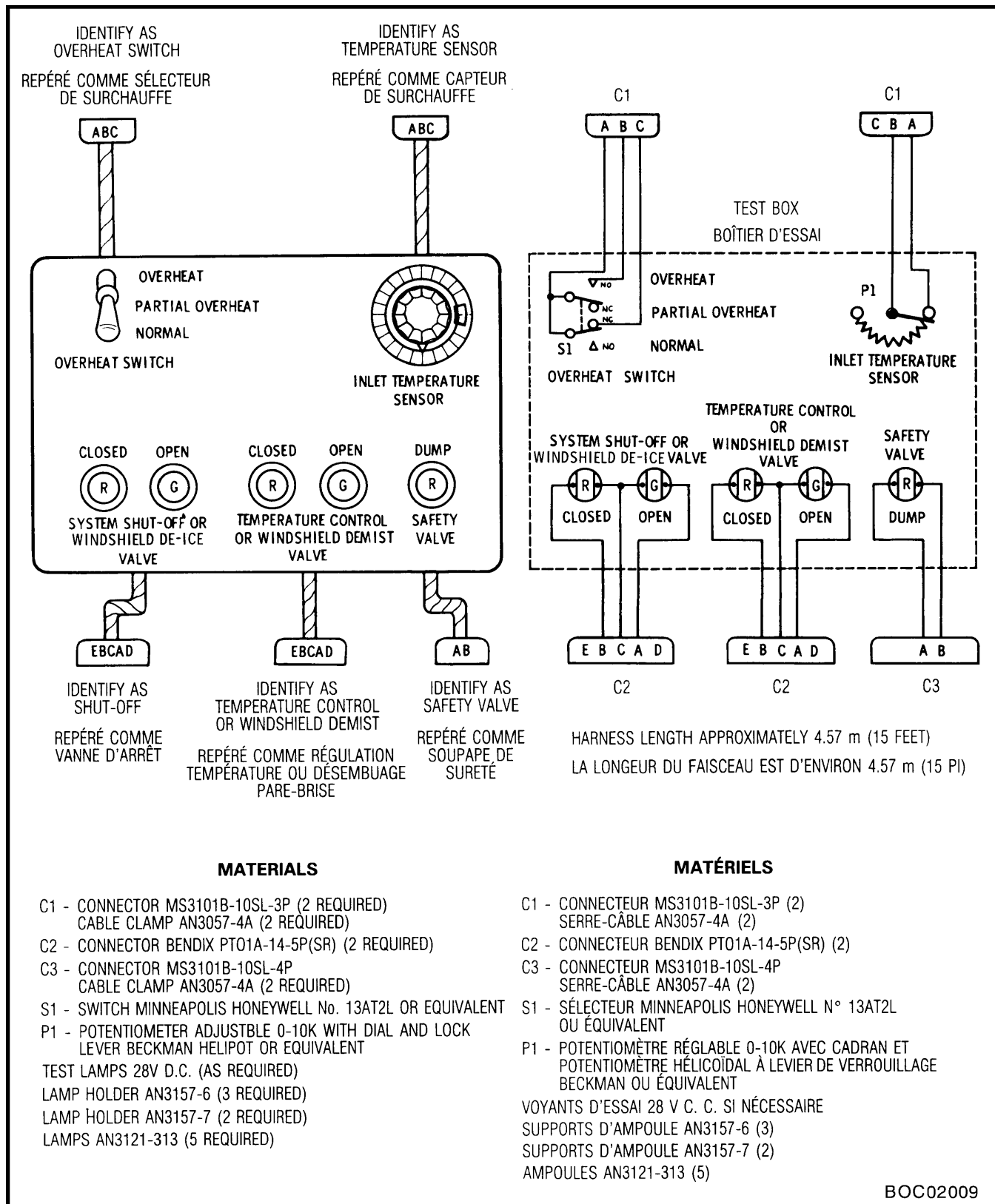


Figure 2-6 Temperature Control Test Box
Figure 2-6 Boîtier d'essai de régulation de température

b. Pull out the following circuit-breakers:

- (1) AIR COND & DUMP CONTROL.
- (2) CKPT TEMP. CONT.
- (3) AIR COND SHUT-OFF VALVE.

c. Locate the following components and remove their electrical connectors:

NOTE

Index numbers referenced in Steps (1) through (5) are from [Figure 2-1](#).

- (1) Cabin air inlet overheat sensor (31) just forward of water separator.
- (2) System shut-off valve (20).
- (3) Modulating shut-off valve (17).
- (4) Inlet air temperature sensor (30) beside the overheat sensor.
- (5) Cabin safety and dump valve (2).

d. Connect component connectors to appropriate plugs on temperature control test box.

e. Set test box overheat switch to NORMAL and sensor potentiometer to 1500 ohms.

f. Energize 28 Vdc ground power system (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-1).

g. Push in GND SAFETY, AIR COND SHUT OFF VALVE and AIR COND & DUMP CONTROL circuit-breakers.

NOTE

If aircraft is on jacks, close weight switches only after it has been determined that it is safe to do so.

h. Set air conditioning master switch to NORMAL and check that shut-off valve closes.

b. Désenclencher les disjoncteurs suivants :

- (1) AIR COND & DUMP CONTROL.
- (2) CKPT TEMP. CONT.
- (3) AIR COND SHUT OFF VALVE.

c. Repérer les composants suivants et enlever leurs connecteurs électriques :

NOTA

Les numéros d'indice mentionnés aux étapes (1) à (5) incl. font renvoi à la [figure 2-1](#).

- (1) Le thermocontact de surchauffe d'entrée d'air de la cabine (31), juste en avant du séparateur d'eau.
- (2) La vanne d'arrêt du système (20).
- (3) La vanne de régulation (17).
- (4) Le capteur de température d'entrée d'air (30), à côté du thermocontact de surchauffe.
- (5) La soupape de sûreté et de décharge de la cabine (2).

d. Brancher les connecteurs des composants au prises appropriées sur le boîtier d'essai de régulation de température.

e. Mettre le sélecteur de surchauffe du boîtier d'essai sur NORMAL et régler le potentiomètre du capteur à 1500 ohms.

f. Mettre sous tension le groupe d'alimentation de parc 28 V c.c. (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-1).

g. Enclencher les disjoncteurs GND SAFETY, AIR COND SHUT OFF VALVE et AIR COND & DUMP CONTROL.

NOTA

Si l'avion est sur vérins, fermer les contacteurs de référence air-sol seulement après avoir déterminé qu'il est sécuritaire de le faire.

h. Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur NORMAL et vérifier que la vanne d'arrêt se ferme.

- | | |
|--|--|
| <p>i. Pull out GND SAFETY circuit-breaker and check that shut-off valve opens.</p> <p>j. Push in GND SAFETY circuit-breaker and check that shut-off valve closes.</p> <p>k. Remove connector P218 from nose discrete component box and install test jumper between pins 7 and 25. Check that shut-off valve opens.</p> <p>l. Place air conditioning master switch to SHUT OFF & DUMP and check that shut-off valve opens.</p> <p>m. Place air conditioning master switch to NORMAL and check that shut-off valve opens and that dump valve closes.</p> <p>n. Remove test jumper from connector P218 and reinstall connector on nose discrete component box.</p> <p>o. Open GND SAFETY circuit-breaker and carry out Steps 1 through 7 of check list (see Figure 2-7).</p> <p>p. Set temperature selector midway between full HOT and COLD positions. Gradually increase resistance on sensor potentiometer until temperature control valve CLOSED test light extinguishes and remains out.</p> | <p>i. Désenclencher le disjoncteur GND SAFETY et vérifier que la vanne d'arrêt s'ouvre.</p> <p>j. Enclencher le disjoncteur GND SAFETY et vérifier que la vanne d'arrêt se ferme.</p> <p>k. Débrancher la prise P218 de la boîte de composants discrets du nez et brancher un cavalier d'essai entre les broches 7 et 25. Vérifier que la vanne d'arrêt s'ouvre.</p> <p>l. Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur SHUTOFF & DUMP et vérifier que la vanne d'arrêt s'ouvre.</p> <p>m. Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur NORMAL et vérifier que la vanne d'arrêt s'ouvre et que la soupape de décharge se ferme.</p> <p>n. Débrancher le cavalier d'essai du connecteur P218 et rebrancher le connecteur sur la boîte de composants discrets du nez.</p> <p>o. Désenclencher le disjoncteur GND SAFETY et effectuer les étapes 1 à 7 de la liste de vérification (voir figure 2-7).</p> <p>p. Régler le sélecteur de température à mi-course entre les extrêmes HOT et COLD. Augmenter progressivement la résistance sur le potentiomètre du capteur, jusqu'à ce que le voyant d'essai CLOSED de la vanne de régulation de température s'éteigne et reste éteint.</p> |
|--|--|

NOTE

Test light will begin to pulse as resistance increases. If temperature control valve OPEN test light illuminates, then resistance has been increased too much. Both OPEN and CLOSED test lights must be extinguished.

NOTA

Le voyant commence à clignoter quand la résistance augmente. Si le voyant d'essai OPEN de la vanne de régulation de température s'allume, la résistance a trop augmenté. Les deux voyants d'essai OPEN et CLOSED doivent être éteints.

- | | |
|---|--|
| <p>q. Check system circuit as instructed in check list in Figure 2-7.</p> <p>r. Remove test box and test jumper. Install all connectors on respective components.</p> <p>s. Disconnect ground power supply.</p> | <p>q. Vérifier le circuit du système tel qu'il est décrit à la liste de vérification de la figure 2-7.</p> <p>r. Enlever le boîtier d'essai et le cavalier d'essai. Brancher les connecteurs sur les composants appropriés.</p> <p>s. Débrancher le groupe d'alimentation de parc.</p> |
|---|--|

AIR CONDITIONING SYSTEM LEAK TESTS

31. Leakage testing of the air conditioning system ducting is carried out in two parts: testing of high pressure ducting, and testing of low pressure ducting. The high pressure ducting consists of all ducting from engine to the system shut-off valve at FS 292.60 and includes all the de-icing system ducting. The low pressure ducting consists of all ducting forward of the shut-off valve, which includes cockpit air conditioning, windshield and canopy demisting, canopy pressure seal, and the hydraulic reservoir pressurization system up to the check valve. Preparation for these tests is as follows:

- a. Remove the flexible elbow duct attached to engine outlet, aft of FS 300. Install an adapter duct to the bleed air branch duct at FS 300. Connect air regulator panel to the adapter duct.
- b. Install blanking cap on downstream end of the de-icing draining duct, located forward of FS 149.
- c. Install blanking plug in downstream end of flexible hose to windshield and canopy demist outlets, located aft of FS 149.
- d. Disconnect canopy seal line from the upstream side of the seal pressure regulator, in canopy fillet aft of cockpit. Install blanking cap to canopy seal line.
- e. Disconnect hydraulic reservoir pressurization line at the downstream end of the check valve on aft face of fire wall at FS 277.75. Install blanking cap to check valve.
- f. Ensure that a 28 Vdc ground power is being supplied to aircraft (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-1).
- g. Check that the following circuit-breakers are pulled out:
 - (1) AIR COND SHUT OFF VALVE.
 - (2) AIR COND & DUMP CONTROL.
 - (3) WINDSHIELD DE-ICE.

ESSAIS D'ÉTANCHÉITÉ DU SYSTÈME DE CONDITIONNEMENT D'AIR

31. Les essais d'étanchéité des gaines du système de conditionnement d'air sont de deux types : essais des gaines haute pression et essais des gaines basse pression. Les gaines haute pression comprennent toutes les gaines allant du réacteur à la vanne d'arrêt du système à FS 292.60, et toutes les canalisations du circuit de dégivrage. Les gaines basse pression comprennent toutes les gaines en avant de la vanne d'arrêt, ce qui comprend le conditionnement d'air du poste de pilotage, le désembuage verrière et pare-brise, le boudin de verrière et le circuit de mise sous pression des réservoirs hydrauliques, jusqu'au clapet antiretour. La préparation pour ces essais doit se faire comme suit :

- a. Enlever le coude souple fixé à la sortie réacteur, derrière FS 300. Relier une gaine d'adaptation à la gaine d'embranchement d'air de prélèvement, FS 300. Relier le panneau du régulateur d'air à la gaine d'adaptation.
- b. Poser un couvercle sur l'extrémité aval du drain dégivrage, en avant de FS 149.
- c. Poser un obturateur à l'extrémité aval du tuyau souple allant aux sorties de désembuage pare-brise et verrière, derrière FS 149.
- d. Débrancher la conduite du boudin de verrière du côté amont du régulateur de pression du boudin, dans le congé de la verrière à l'arrière du poste de pilotage. Poser un obturateur sur la conduite du boudin de verrière.
- e. Débrancher la conduite de mise sous pression du réservoir hydraulique à l'extrémité aval du clapet antiretour sur la face arrière de la cloison pare-feu, à FS 277.75. Poser un obturateur sur le clapet antiretour.
- f. S'assurer que l'avion est alimenté par le groupe de parc 28 V c.c. (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-1).
- g. Vérifier que les disjoncteurs suivants sont désenclenchés :
 - (1) AIR COND SHUT OFF VALVE.
 - (2) AIR COND & DUMP CONTROL.
 - (3) WINDSHIELD DE-ICE.

Step	Circuit-breakers			Aircraft Switches			Test Box Switches	Test Box Lights		
	AIR COND & DUMP CONTROL	AIR COND SHUT-OFF VALVE	CKPT TEMP CONT	Air Cond. Master	Temp. Control Switch	Temp. Selector		SYSTEM SHUT-OFF VALVE	TEMPER-ATURE CONTROL VALVE	SAFETY VALVE
1	In	In	In	NORMAL	AUTO	Mid pos	NORMAL	OPEN	Off	Off
2	In	In	In	NORMAL	AUTO	Full heat	NORMAL	OPEN	CLOSED**	Off
3	In	In	In	NORMAL	AUTO	Full heat	NORMAL	OPEN	OPEN**	Off
4	In	In	In	NORMAL	AUTO	Full heat	OVERHEAT	OPEN	CLOSED	Off
5	In	In	In	NORMAL	AUTO	Full heat	PARTIAL* OVERHEAT	OPEN	CLOSED	Off
6	In	In	In	NORMAL	AUTO	Full heat	NORMAL	OPEN	OPEN**	Off
7	Out	Out	Out	NORMAL	OFF	Any pos	NORMAL	Off	Off	Off
* The test box overheat switch must be moved to PARTIAL OVERHEAT directly from the OVERHEAT position. ** Light may be pulsating.										

Figure 2-7 Temperature Control System Check List

Étape	Disjoncteurs			Interrupteurs avion			Éléments du boîtier d'essai	Voyants du boîtier d'essai		
	AIR COND & DUMP CONTROL	AIR COND SHUT-OFF VALVE	CKPT TEMP CONT	Interr. princ. conditionnement d'air	Sélecteur de régulation température	Sélecteur de température		SYSTEM SHUT-OFF VALVE	TEMPERATURE CONTROL VALVE	SAFETY VALVE
1	Encl.	Encl.	Encl.	NORMAL	AUTO	Mi-course	NORMAL	OPEN	Éteint	Éteint
2	Encl.	Encl.	Encl.	NORMAL	AUTO	Chaud max.	NORMAL	OPEN	CLOSED**	Éteint
3	Encl.	Encl.	Encl.	NORMAL	AUTO	Chaud max.	NORMAL	OPEN	OPEN**	Éteint
4	Encl.	Encl.	Encl.	NORMAL	AUTO	Chaud max.	OVERHEAT	OPEN	CLOSED	Éteint
5	Encl.	Encl.	Encl.	NORMAL	AUTO	Chaud max.	PARTIAL* OVERHEAT	OPEN	CLOSED	Éteint
6	Encl.	Encl.	Encl.	NORMAL	AUTO	Chaud max.	NORMAL	OPEN	OPEN**	Éteint
7	Désencl.	Désencl.	Désencl.	NORMAL	OFF	Toute pos.	NORMAL	Éteint	Éteint	Éteint

* Le sélecteur de surchauffe du boîtier d'essai doit être déplacé directement de OVERHEAT à PARTIAL OVERHEAT.
 ** Le voyant peut clignoter.

Figure 2-7 Liste de vérification du circuit de régulation de température

(4) WINDSHIELD DEMIST.

HIGH PRESSURE DUCT SYSTEM CHECKS

32. Check the high pressure duct system as follows:

- a. Check that the system is prepared for functional and leakage checks (see [Paragraph 31](#)).
- b. Push in the circuit-breaker marked AIR COND SHUT OFF VALVE. Check that AIR COND & DUMP CONTROL circuit-breaker is pulled out.
- c. Check visually that system shut-off valve at FS 292.60 is closed.
- d. Push in circuit-breaker marked WINDSHIELD DE-ICE. Set the WSHLD DE-ICE switch to ON. Check that the de-icing valve, aft of FS 285.30, is open.
- e. Supply air pressure to ducts and allow pressure to build up to 655 ± 34.5 kPa (95 ± 5 psi) as shown on test panel gauge.
- f. Use leak detector ([Figure 1-2](#), Item 2) to check all joints and seams in the de-icing ducting and bleed air supply ducting up to the system shut-off valve. Leakage that allows bubbles to form slowly before bursting is acceptable. Seepage through hose joints is acceptable. Wipe leak detector fluid from ducting when tests are completed.
- g. Reduce pressure to zero. Remove blanking cap from downstream end of de-icing duct and reconnect duct.
- h. Check system for unobstructed flow as follows:
 - (1) Supply maximum available airflow to system.
 - (2) Check that there is free and unobstructed flow from the de-icing outlets and that there is no leakage from reconnected joint.
 - (3) Reduce airflow to zero.

(4) WINDSHIELD DEMIST.

VÉRIFICATIONS DES GAINES HAUTE PRESSION

32. Vérifier le circuit des gaines haute pression comme suit :

- a. Vérifier que le circuit est prêt pour les vérifications de fonctionnement et d'étanchéité (voir [paragraphe 31](#)).
- b. Enclencher le disjoncteur AIR COND SHUT OFF VALVE. Vérifier que le disjoncteur AIR COND & DUMP CONTROL est désenclenché.
- c. Vérifier visuellement que la vanne d'arrêt du système à FS 292.60 est fermée.
- d. Enclencher le disjoncteur WINDSHIELD DE-ICE. Mettre l'interrupteur WSHLD DE-ICE sur ON. Vérifier que la vanne de dégivrage, en arrière de FS 285.30, est ouverte.
- e. Envoyer de l'air sous pression dans les gaines et laisser la pression sur l'indicateur du panneau d'essai monter jusqu'à 655 ± 34.5 kPa (95 ± 5 lb/po²).
- f. Utiliser un détecteur de fuite ([figure 1-2](#), article 2) pour vérifier tous les joints et soudures dans les gaines de dégivrage et d'air de prélèvement jusqu'à la vanne d'arrêt du système. Les fuites qui permettent la formation lente de bulles avant leur éclatement sont acceptables. Le suintement aux joints de tuyaux est acceptable. Essuyer le liquide de détection de fuite sur la gaine quand l'essai est terminé.
- g. Ramener la pression à zéro. Retirer le couvercle de l'extrémité aval de la gaine de dégivrage et reconnecter la gaine.
- h. Vérifier que l'écoulement de l'air se fait librement de la façon suivante :
 - (1) Envoyer un débit d'air maximal dans le circuit.
 - (2) Vérifier que l'air s'écoule librement et sans obstruction aux sorties de dégivrage et que le joint reconnecté ne fuit pas.
 - (3) Ramener le débit d'air à zéro.

LOW PRESSURE DUCT SYSTEM CHECKS

33. Check the low pressure duct system as follows:

- a. Ensure that preparation for checks has been done (see [Paragraphe 31](#)).
- b. Push in the circuit-breaker marked AIR COND & DUMP CONTROL. Set air conditioning master switch to NORMAL. Check that system shut-off valve is open.
- c. Set WSHLD DE-ICE switch to OFF. Check that de-icing valve is closed.
- d. Push in the WINDSHIELD DEMIST circuit-breaker. Set WSHLD & CANOPY DEMIST switch to ON. Check that windshield demist valve, in lower fuselage aft of rear pressure bulkhead, is closed.
- e. Close cockpit air outlets and seal with tape.
- f. Supply air pressure to system. Allow to stabilize at 69 kPa (10 psi) as shown on pneumatic test panel gauge. Check all low pressure system ducting using leak detector ([Figure 1-2](#), Item 2). There must be no leakage. Remove leak detector from ducting on completion of test.

NOTE

When pressure testing system with cold air unit in place, note that refrigeration turbine unit has approximately 0.23 kg (0.5 lb) built in leakage to cool bearings. This must be added to allowable leakage.

- g. Reduce pressure to zero.
- h. Set WSHLD & CANOPY DEMIST switch to OFF. Check that demist valve opens.
- i. Remove cockpit air outlet covers (see [Paragraphe 33](#), Step e). Supply air to system. Check there is an unrestricted flow from cockpit conditioned air outlets. Reduce flow to zero.

VÉRIFICATIONS DES GAINES BASSE PRESSION

33. Vérifier le circuit des gaines basse pression comme suit :

- a. S'assurer que la préparation nécessaire aux vérifications a été effectuée (voir [paragraphe 31](#)).
- b. Enclencher le disjoncteur AIR COND & DUMP CONTROL. Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur NORMAL. Vérifier que la vanne d'arrêt du système est ouverte.
- c. Mettre l'interrupteur WSHLD DE-ICE sur OFF. Vérifier que la vanne de dégivrage est fermée.
- d. Enclencher le disjoncteur WINDSHIELD DEMIST. Mettre l'interrupteur WSHLD & CANOPY DEMIST sur ON. Vérifier que la vanne de désembuage pare-brise, dans le fuselage arrière inférieur derrière la cloison étanche, est fermée.
- e. Fermer les sorties d'air du poste de pilotage et les étanchéiser avec du ruban adhésif.
- f. Envoyer de l'air sous pression dans le circuit. Laisser la pression sur l'indicateur du panneau d'essai pneumatique se stabiliser à 69 kPa (10 lb/po²). Vérifier toutes les gaines basse pression en utilisant le détecteur de fuite ([figure 1-2](#), article 2). Il ne doit pas y avoir de fuite. Enlever le détecteur de fuite des gaines après l'essai.

NOTA

Quand on procède à un essai de pression du circuit avec le groupe de refroidissement installé, noter qu'une perte d'environ 0.23 kg (0.5 lb) d'air est prévue pour le refroidissement des paliers de la turbine. Cette valeur doit être ajoutée aux fuites admissibles.

- g. Ramener la pression à zéro.
- h. Mettre l'interrupteur WSHLD & CANOPY DEMIST sur OFF. Vérifier que la vanne de désembuage s'ouvre.
- i. Enlever les couvercles des sorties d'air du poste de pilotage (voir [paragraphe 33](#), étape e). Envoyer de l'air dans le circuit. Vérifier que l'air sort librement des bouches d'air conditionné du poste de pilotage. Ramener le débit à zéro.

- | | |
|--|--|
| <p>j. Set WSHLD & CANOPY DEMIST switch to ON. Remove blanking plug from windshield and canopy demist hose. Attach demist outlets to hose. Supply air to system. Check there is an unrestricted flow from demist outlets. Reduce flow to zero.</p> <p>k. Remove blanking cap from canopy seal line. Reconnect canopy seal.</p> <p>l. Remove blanking cap from hydraulic reservoir pressurization line check valve. Reconnect pressurization line.</p> <p>m. Remove adapter duct and install flexible elbow duct removed at beginning of tests (see Paragraph 31, Step a).</p> | <p>j. Mettre l'interrupteur WSHLD & CANOPY DEMIST sur ON. Enlever l'obturateur du tuyau de désembuage pare-brise et verrière. Connecter le tuyau aux bouches de désembuage. Envoyer de l'air dans le circuit. Vérifier que l'air sort librement des bouches de désembuage. Ramener le débit à zéro.</p> <p>k. Enlever l'obturateur de la conduite du boudin de verrière. Reconnecter le boudin de verrière.</p> <p>l. Enlever l'obturateur du clapet antiretour de la conduite de mise sous pression du réservoir hydraulique. Reconnecter la conduite de mise sous pression.</p> <p>m. Enlever la gaine d'adaptation et installer le coude souple enlevé au début des essais (voir paragraphe 31, étape a).</p> |
|--|--|

CANOPY AND WINDSHIELD DEMISTING SYSTEM

GENERAL

34. The canopy and windshield demisting system is provided to prevent fogging of the windshield and canopy interior surfaces as the aircraft descends from high altitude (see [Figure 2-8](#)). This is accomplished by directing small jets of warm air parallel to the transparent surfaces, thus raising the interior surface temperature. As long as the surface temperature is above the cockpit dew point, fog will not form. The system outlets are arranged around the windshield and sides of the canopy. The outlets consist of aluminum alloy tubing, in which holes are drilled in such a manner that the jet airstreams flow parallel to one another and parallel to the surface over which the airstreams pass. Setting the WSHLD & CANOPY DEMIST switch on the LH facia panel to ON partially closes off the direct cockpit inlet duct, allowing maximum airflow to the demist system without causing excessive back pressure on the air conditioning system refrigeration turbine, and allowing a reduced rate of airflow to the shoulder and foot warmer outlets. For the electrical schematic, see [Figure 2-14](#).

INSTALLATION OF WINDSHIELD DEMISTING OUTLET TUBES

35. To install the windshield demisting tubes, use small kits of sealant ([Figure 1-2](#), Item 3) and follow the instructions on the sealant kit.

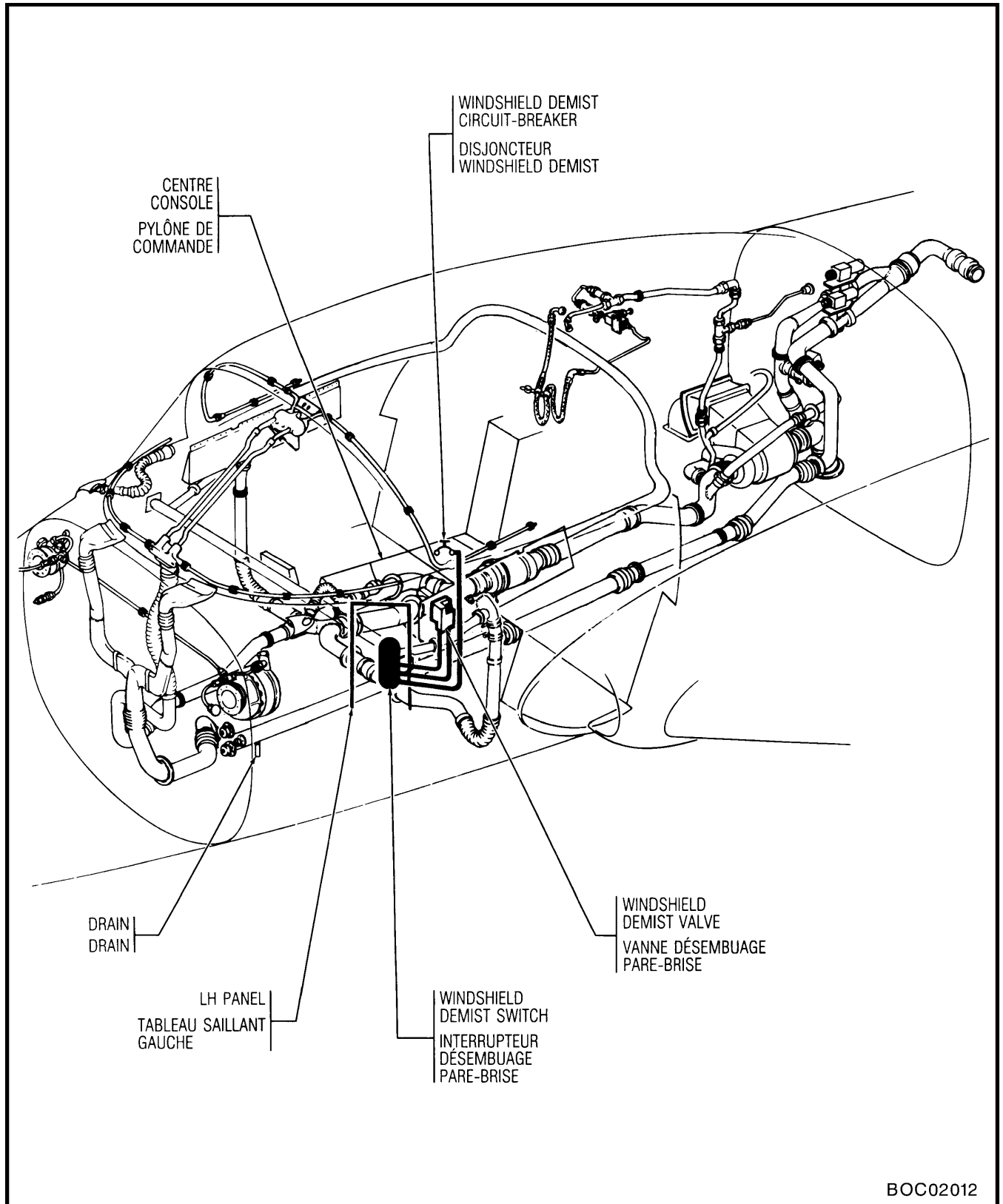
CIRCUIT DE DÉSEMBUAGE VERRIÈRE ET PARE-BRISE

GÉNÉRALITÉS

34. Le circuit de désembuage verrière et pare-brise prévient l'embuage de la surface intérieure du pare-brise et de la verrière quand l'avion descend d'une haute altitude (voir [figure 2-8](#)). Pour cela, de petits jets d'air chaud sont envoyés parallèlement aux surfaces transparentes, ce qui augmente la température des surfaces intérieures. Tant que celle-ci est supérieure au point de rosée dans le poste de pilotage, il n'y aura pas formation de buée. Les sorties d'air du circuit sont réparties autour du pare-brise et sur les côtés de la verrière. Elles sont faites de tubes d'alliage d'aluminium dans lequel des trous sont percés de manière que les jets soient parallèles entre eux ainsi qu'aux surfaces transparentes. En mettant sur ON l'interrupteur WSHLD & CANOPY DEMIST du tableau saillant gauche, on ferme partiellement la gaine d'entrée directe du poste de pilotage. Ainsi, on fournit un débit d'air maximal au circuit de désembuage sans causer de contre-pression excessive à la turbine de refroidissement du système de conditionnement d'air, et on permet un débit réduit aux bouches hautes et aux bouches des réchauffe-pieds. Pour le schéma électrique, voir [figure 2-14](#).

POSE DES TUBES DE DÉSEMBUAGE PARE-BRISE

35. Pour poser les tubes de désembuage pare-brise, utiliser les petits nécessaires de composé d'étanchéité ([figure 1-2](#), article 3) et suivre les instructions qu'ils portent.



BOC02012

Figure 2-8 Windshield and Canopy Demisting System – Schematic
 Figure 2-8 Circuit de désembuage verrière et pare-brise – schéma

DEMIST VALVE

36. The demist valve is a motor-operated on-off type shut-off valve installed in the air conditioning ducting leading to the shoulder outlets in the cockpit. When the WSHLD & CANOPY DEMIST switch is set to ON, the valve closes, allowing full flow to the windshield and canopy demisting outlets and a reduced rate of flow to the shoulder and foot warmer outlets. When OFF is selected, the valve opens and allows full airflow to the shoulder outlets and reduced flow to the demist outlets.

37. The unit consists of an electromechanical rotary actuator and a butterfly valve assembly. The butterfly valve assembly has two 14.3 mm (0.56 in.) holes drilled through it, one on either side of the butterfly shaft. With the valve in the closed position, the holes serve to protect the water separator from excessive pressure. The actuator is mounted on the valve assembly. The actuator contains an electric motor which is equipped with a magnetic friction brake, a gear train, two normally closed limit switches, an output shaft, and a 152 mm (6.0 in.) bonding jumper. The splined end of the motor shaft extends into the gear case to actuate the gear train, output shaft, and limit switch actuating cams.

38. The valve assembly is made up of a valve body, which serves as an air-flow duct, and a butterfly. The top of the butterfly shaft engages the actuator output shaft. For further information on the demist valve, see C-13-B17-000/MS-000.

OPERATION OF DEMIST VALVE

39. The demist valve is controlled from the 28 Vdc system. When pins A and C are energized, the valve will move to fully open. When pins B and C are energized, the valve will move to fully closed position. When the valve reaches full-open or full-closed position, the appropriate limit switch is mechanically tripped, opening the circuit and stopping actuator travel. Should the motor circuit be de-energized before one of the limit switches is tripped, the magnetic brake, in conjunction with the gear train, will hold the valve at the selected position. Circuits AC and BC will remain closed so that the valve may subsequently be actuated in either direction.

VANNE DE DÉSEMBUAGE

36. La vanne de désembuage est une vanne d'arrêt actionnée par un moteur et montée dans la gaine d'air conditionné menant aux bouches hautes du poste de pilotage. Quand l'interrupteur WSHLD & CANOPY DEMIST est mis sur ON, la vanne se ferme, ce qui permet un débit d'air maximal aux sorties de désembuage pare-brise et verrière, et un débit réduit aux bouches hautes et aux réchauffe-pieds. Quand l'interrupteur est mis sur OFF, la vanne s'ouvre, ce qui permet un débit d'air maximal aux bouches hautes et un débit réduit aux bouches de désembuage.

37. La vanne est constituée d'un actionneur rotatif électromécanique et d'une vanne à papillon. La vanne à papillon comporte deux trous de 14.3 mm (0.56 po) de chaque côté de l'axe du papillon. Lorsque la vanne est fermée, les trous servent à protéger le séparateur d'eau contre une pression excessive. L'actionneur est monté sur la vanne et contient un moteur électrique équipé d'un frein à friction magnétique, d'un train d'engrenage, de deux contacteurs de fin de course normalement fermés, d'un arbre de sortie et d'un câble de métallisation de 152 mm (6 po). L'extrémité cannelée de l'arbre du moteur dépasse dans le boîtier d'engrenage pour actionner les roues dentées, l'arbre de sortie et les cames de commande des contacteurs de fin de course.

38. La vanne à papillon est composée d'un corps, qui sert de gaine d'écoulement d'air, et d'un papillon. Le dessus de l'arbre du papillon s'engage dans l'arbre de sortie de l'actionneur. Pour tout renseignement sur la vanne de désembuage, voir C-13-B17-000/MS-000.

FONCTIONNEMENT DE LA VANNE DE DÉSEMBUAGE

39. La vanne de désembuage est commandée par le circuit d'alimentation 28 V c.c. Quand les broches A et C sont mises sous tension, la vanne s'ouvre au maximum. Quand les broches B et C sont sous tension, la vanne se ferme complètement. Quand la vanne atteint la position complètement ouverte ou complètement fermée, le contacteur de fin de course approprié se déclenche mécaniquement, ouvre le circuit et arrête l'actionneur. Si le circuit du moteur est mis hors tension avant qu'un contacteur de fin de course soit déclenché, le frein magnétique, de pair avec le train d'engrenage, retient la vanne à la position choisie. Les circuits AC et BC restent fermés de sorte que la vanne puisse être par la suite actionnée dans l'une ou l'autre des directions.

REMOVAL OF DEMIST VALVE

40. To remove the demist valve, proceed as follows:

- a. Gain access to valve through trough area access panel No. 15-26 (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-4).
- b. Detach bonding wire from valve. Remove electrical connector.
- c. Remove four attaching nuts, bolts and washers.
- d. Support valve. Remove two attaching clamps.
- e. Remove valve and two O-ring packings.

INSTALLATION OF DEMIST VALVE

41. To install the demist valve, reverse the removal procedure. Prior to installation, check valve for completeness, freedom of operation and for damage. Ensure that O-ring packings are serviceable.

WINDSHIELD AND CANOPY DEMIST SYSTEM CHECKS

42. To check the windshield and canopy demist system electrical circuits, proceed as follows:

- a. Ensure that test box (see [Figure 2-6](#)) is available.
- b. Remove electrical connector from demist valve ([Figure 2-1](#), Item 32) and plug it into receptacle, marked WINDSHIELD DEMIST VALVE, on temperature control test box.

NOTE

No other test box connection is used during this test.

- c. Energize the aircraft ground power electrical system (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-1).
- d. Check system circuits as instructed in [Figure 2-9](#).

DÉPOSE DE LA VANNE DE DÉSEMBUAGE

40. Pour déposer la vanne de désembuage, procéder comme suit :

- a. Accéder à la vanne par le panneau n° 15-26 dans la zone du logement (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-4).
- b. Détacher le câble de métallisation de la vanne. Enlever le connecteur électrique.
- c. Enlever les quatre écrous de fixation, les boulons et les rondelles.
- d. Soutenir la vanne. Enlever les deux colliers de fixation.
- e. Enlever la vanne et les deux joints toriques.

POSE DE LA VANNE DE DÉSEMBUAGE

41. Pour poser la vanne de désembuage, procéder à l'inverse de la méthode de dépose. Avant la pose, vérifier que la vanne est complète, qu'elle fonctionne librement et qu'elle n'est pas endommagée. S'assurer que les joints toriques sont en bon état.

VÉRIFICATIONS DU CIRCUIT DE DÉSEMBUAGE PARE-BRISE ET VERRIÈRE

42. Pour vérifier les circuits électriques de désembuage pare-brise et verrière, procéder comme suit :

- a. S'assurer qu'on dispose du boîtier d'essai (voir [figure 2-6](#)).
- b. Enlever le connecteur électrique de la vanne de désembuage ([figure 2-1](#), article 32) et le brancher dans la prise repérée WINDSHIELD DEMIST VALVE sur le boîtier d'essai de régulation de température.

NOTA

Durant cet essai, on n'utilise aucune autre borne du boîtier d'essai.

- c. Mettre sous tension l'alimentation électrique de parc de l'avion (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-1).
- d. Vérifier les circuits électriques tel qu'indiqué à la [figure 2-9](#).

Step Étape	Circuit-Breaker Disjoncteur	Aircraft Switch Interrupteur avion	Test Box Light Voyant boîtier d'essai
	WINDSHIELD DEMIST	WSHLD & CANOPY DEMIST	WINDSHIELD DEMIST VALVE
1	Out Désenclenché	OFF	OFF
2	In Enclenché	OFF	OPEN
3	In Enclenché	ON	CLOSED
4	In Enclenché	OFF	OPEN
5	Out Désenclenché	OFF	OFF

Figure 2-9 Windshield Demist System Check List

Figure 2-9 Liste de vérifications du circuit de désembuage pare-brise

- e. Remove test box. Install connector at demist valve. Disconnect ground power.

- e. Enlever le boîtier d'essai. Installer un connecteur sur la vanne de désembuage. Débrancher l'alimentation de parc.

COOLING AND VENTILATION OF UNPRESSURIZED AREAS

GENERAL

43. The unpressurized areas for which cooling and ventilation is provided are the nose areas, engine zones 1 and 2, and all fuselage areas forward of the fire wall, except fuel tank cavities and cockpit.

NOSE AREA COOLING AND VENTILATION

44. Outlet air from the cabin pressure regulator is circulated throughout the nose area to maintain the temperature below the maximum allowable for proper operation of the electrical and electronic equipment installed. The outlet air is exhausted overboard through louvers in the aircraft skin. Baffles and bulkhead cut-outs are arranged to direct the airflow so that compartment temperature is maintained below 71 degrees C (160 degrees F). For cooling

REFROIDISSEMENT ET VENTILATION DES ZONES NON PRESSURISÉES

GÉNÉRALITÉS

43. Les zones non pressurisées dont le refroidissement et la ventilation sont assurés sont le nez, les zones réacteur 1 et 2 et toutes les zones du fuselage en avant de la cloison pare-feu à l'exception des compartiments des réservoirs carburant et du poste de pilotage.

REFROIDISSEMENT ET VENTILATION DU NEZ

44. L'air sortant du régulateur de pression cabine est envoyé dans le nez pour maintenir la température au-dessous du maximum permissible pour le bon fonctionnement de l'équipement électrique et électronique de bord. L'air de sortie est évacué à l'extérieur par des persiennes dans le revêtement de l'avion. Des chicanes et des découpes dans la cloison dirigent l'air de façon que la température du compartiment soit maintenue au-dessus de 71 degrés C

requirements and restrictions governing the operation of electronics equipment in the nose compartment, see [C-12-114-OG0/MF-001](#).

ENGINE COOLING ZONES 1 AND 2

45. For information on cooling zones 1 and 2, see [C-12-114-OD0/MF-001](#). For information on engine airflow and cooling, see C-14-165-000/MF-000.

COOLING FORWARD FUSELAGE

46. Ram air, which enters the fuselage through a ram air scoop in the lower aft end of the fuselage trough, is used for cooling and ventilating all fuselage areas except the nose area, cockpit and fuel tank cavities forward of the forward fire wall. The cooling and ventilating air is discharged overboard through extractors above the fuel tank cavities and at the forward end of the trough.

PRESSURIZATION SYSTEM

GENERAL

47. The cockpit is sealed for pressurization between FS 149 and FS 217.5. Air supplied to the cockpit in the air conditioning, demisting and ram air systems is used for cockpit pressurization by regulating the amount of air exhausted from the cockpit pressurized area.

MAIN COMPONENTS

48. For a list of the main components for the pressurization system and their location, see [Figure 2-10](#).

OPERATION

49. In flight, cockpit pressurization commences as the aircraft climbs beyond 2440 metres (8000 ft). There is no pressurization between altitudes of sea level to 2440 metres (8000 ft). Above this altitude cockpit pressure is maintained at 2440 metres (8000 ft) pressure altitude until the differential pressure between cockpit and ambient is 20.7 kPa (3 psi). Above this altitude a 20.7 kPa (3 psi) pressure differential is maintained between cockpit and ambient pressure.

(160 degrés F). Pour le refroidissement et les restrictions relatives au fonctionnement de l'équipement électronique du compartiment avant, voir [C-12-114-OG0/MF-001](#).

REFROIDISSEMENT DES ZONES RÉACTEUR 1 ET 2

45. Pour tout renseignement sur le refroidissement des zones réacteur voir [C-12-114-OD0/MF-001](#). Pour tout renseignement sur le refroidissement et l'écoulement d'air dans le réacteur, voir C-14-165-000/MF-000.

REFROIDISSEMENT DU FUSELAGE AVANT

46. L'air dynamique qui entre dans le fuselage par une prise d'air dynamique dans l'extrémité arrière inférieure du logement du fuselage, sert au refroidissement et à la ventilation de toutes les zones du fuselage à l'exception du nez, du poste de pilotage et des compartiments de réservoirs carburant en avant de la cloison pare-feu avant. L'air de refroidissement et de ventilation est déchargé à l'extérieur par des extracteurs au-dessus des compartiments de réservoirs carburant et à l'extrémité avant du logement.

SYSTÈME DE PRESSURISATION

GÉNÉRALITÉS

47. Le poste de pilotage est étanche pour assurer la pressurisation entre FS 149 et FS 217.5. L'air est fourni au poste de pilotage par les systèmes de conditionnement d'air, de désembuage et d'air dynamique. La pressurisation se fait par la régulation de la quantité d'air évacué hors de la zone pressurisée du poste de pilotage.

COMPOSANTS PRINCIPAUX

48. Pour la liste des composants principaux du système de pressurisation ainsi que leur emplacement, voir [figure 2-10](#).

FONCTIONNEMENT

49. En vol, la pressurisation du poste de pilotage commence quand l'altitude dépasse 2440 mètres (8000 pi). Il n'y a aucune pressurisation entre le niveau de la mer et 2440 mètres (8000 pi). Au-dessus de cette altitude la pression du poste de pilotage est maintenue à une altitude pression de 2440 mètres (8000 pi) jusqu'à ce que la pression différentielle poste de pilotage-atmosphère soit égale à 20.7 kPa (3 lb/po²). Au-dessus de cette altitude, une différence de pression de 20.7 kPa (3 lb/po²) est maintenue entre le poste de pilotage et l'atmosphère.

Component Composant	Location Emplacement
Canopy seal Boudin de verrière	Around perimeter of cockpit opening between FS 149 and FS 217.5 Périmètre du poste de pilotage entre FS 149 et FS 217.5
Safety and dump valve Soupape de sûreté et de décharge	On bulkhead at FS 149 RH upper Sur la cloison, à FS 149, partie supérieure droite
Cockpit pressure regulator Régulateur de pression poste de pilotage	On bulkhead at FS 149 LH upper Sur la cloison, à FS 149, partie supérieure gauche
Ground test supply fittings Raccords d'essai au sol	On bulkhead at FS 149 LH upper Sur la cloison, à FS 149, partie supérieure gauche

Figure 2-10 Table of Pressurization System Components and Location

Figure 2-10 Tableau des composants du système de pressurisation et de leur emplacement

CANOPY SEAL

50. An inflatable canopy seal is installed around the entire perimeter of the canopy to form a more perfect seal between the canopy and the fuselage. Air pressure for inflating the seal is taken from the air conditioning and pressurizing system. A ground pressurizing fitting installed at FS 235.7 is provided for pressurizing the canopy seal system during ground testing. For the illustration of the canopy seal system, see [Figure 2-11](#).

NOTE

When installing the cap on the pressure test fitting, the cap should be torqued to approximately 16.9 N•m (150 in•lb) before lockwiring. The cap must not be over-torqued as it may cause the tee fitting to shear.

CANOPY SEAL OPERATION

51. Air for the canopy seal is taken from a tap in the air conditioning and pressurizing system supply duct at the upstream end of the primary heat exchanger at FS 263. The air is first routed through a spring-loaded check valve, at FS 235.7 in the upper RH side of the fuselage, which prevents pressure from backing into the main air conditioning supply

BOUDIN DE VERRIÈRE

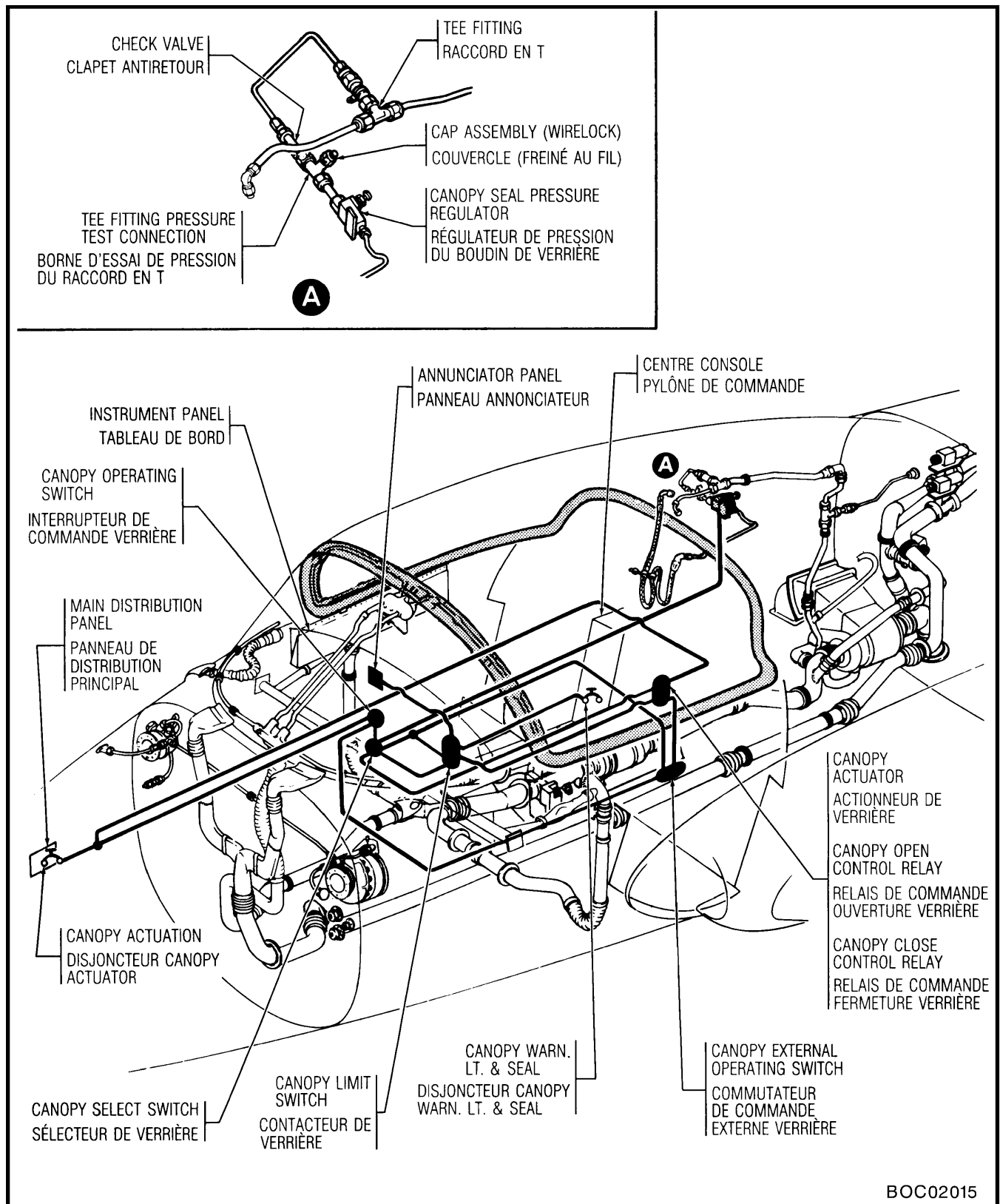
50. Un boudin de verrière gonflable est installé tout autour de la verrière pour former un joint parfait entre la verrière et le fuselage. La pression d'air pour le gonflage du boudin est fournie par le système de conditionnement d'air et de pressurisation. Un raccord de pressurisation au sol, installé à FS 235.7, permet le gonflage du boudin pendant les essais au sol. Pour l'illustration du circuit du boudin de verrière, voir [figure 2-11](#).

NOTA

Quand on pose un couvercle sur le raccord d'essai de pression, le couvercle doit être serré à environ 16.9 N•m (150 po•lb) avant le freinage au fil. Ne pas trop serrer le couvercle car ceci risquerait de cisailer le raccord en T.

FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT DU BOUDIN DE VERRIÈRE

51. L'air du boudin de verrière provient d'une prise dans la gaine d'alimentation du système de conditionnement d'air et de pressurisation, à l'extrémité amont de l'échangeur de chaleur primaire à FS 263. L'air est tout d'abord envoyé dans un clapet antiretour à ressort à FS 235.7 du côté supérieur droit du fuselage, ce qui empêche une contre-pression



BOC02015

Figure 2-11 Canopy Seal System
Figure 2-11 Circuit du boudin de verrière

duct during ground testing of the canopy seal system. After passing through the check valve, the supply air is directed to the canopy seal air pressure regulator. From the pressure regulator, the air is routed through the canopy seal valve to the canopy seal.

52. The solenoid-operated canopy seal pressure control valve is installed in the fairing aft of the canopy and permits the flow of pressurized air to the seal whenever the valve is energized. Operating pressure of the canopy seal is 137.9 ± 13.8 kPa (20 ± 2 psi).

CANOPY SEAL PRESSURIZATION

53. To pressurize the canopy seal, see [Paragraphs 71 and 72](#).

GROUND TEST CONNECTIONS

54. Provision is made for testing the efficiency of the cockpit pressurizing system with the installation of test fittings on the forward pressure bulkhead at FS 149 located below the cockpit pressure regulator. Two 31.75 mm (1.25 in.) OD and one 11.1 mm (0.44 in.) OD fittings are accessible through the access panel on the left side of the fuselage. Attached to each fitting is a chained cap (with silicone rubber gasket) which must be installed after tests are completed.

COCKPIT PRESSURE SAFETY AND DUMP VALVE

GENERAL

55. The cockpit pressure safety and dump valve is used in the aircraft pressurization system to provide cockpit pressure relief, vacuum relief and cockpit air dump. The valve is installed with six screws and sits on a synthetic rubber gasket on the right-hand side of the forward pressure bulkhead, at FS 149. Attachments to the valve consist of a nylon tube for sensing true atmospheric pressure and a line for relieving air from the cockpit into the unpressurized nose area when the dump solenoid is energized. The valve has an electrical receptacle for connection to the dump switch on the centre console. For the schematic diagram of the air conditioning and pressurizing systems, see [Figure 2-2](#).

dans la gaine d'alimentation principale d'air conditionné pendant les essais au sol du boudin de verrière. Après avoir traversé le clapet antiretour, l'air est envoyé au régulateur de pression du boudin. De là, il est envoyé à la vanne du boudin de verrière.

52. L'électrovanne de régulation de pression du boudin de verrière est montée dans le carénage arrière de la verrière et permet l'arrivée d'air sous pression dans le boudin lorsqu'elle est mise sous tension. La pression de travail du boudin de verrière est de 137.9 ± 13.8 kPa (20 ± 2 lb/po²).

GONFLAGE DU BOUDIN DE VERRIÈRE

53. Pour le gonflage du boudin de verrière, voir [paragraphes 71 et 72](#).

RACCORDS D'ESSAI AU SOL

54. Des raccords d'essai au sol ont été prévus pour vérifier l'efficacité du système de pressurisation du poste de pilotage. Ces raccords sont montés sur la cloison étanche avant, à FS 149, au-dessous du régulateur de pression cabine. Deux raccords de 31.75 mm (1.25 po) de diamètre extérieur et un raccord de 11.1 mm (0.44 po) de diamètre extérieur sont accessibles par le panneau situé sur le côté gauche du fuselage. Chaque raccord est muni d'un capuchon retenu par une chaîne (avec joint de caoutchouc au silicone) qui doit être posé quand les essais sont terminés.

SOUPAPE DE SÛRETÉ ET DE DÉCHARGE DU POSTE DE PILOTAGE

GÉNÉRALITÉS

55. Le système de pressurisation de l'avion comprend une soupape de sûreté et de décharge du poste de pilotage qui assure la régulation de la pression différentielle ainsi que la décharge de l'air du poste de pilotage. La soupape est retenue par six vis et s'appuie sur un joint de caoutchouc synthétique sur la cloison étanche avant, du côté droit du fuselage, à FS 149. Les accessoires de la soupape comprennent un tube en nylon qui capte la pression atmosphérique vraie et une conduite qui décharge l'air du poste de pilotage dans le compartiment avant non pressurisé quand le solénoïde de décharge est excité. La soupape a une prise électrique pour le branchement de l'interrupteur de décharge situé sur le pylône de commande. Pour le schéma des systèmes de conditionnement d'air et de pressurisation, voir [figure 2-2](#).

DESCRIPTION

56. The valve consists essentially of a head section and a base section. The head section contains: a solenoid air valve with a dump connection and a check valve, a cover, a pressure relief control diaphragm, a pressure relief chamber, a pressure relief metering valve with a pressure relief calibration spring, a true static atmospheric connection, a poppet valve return spring, a cockpit air port with a filter assembly, a reference chamber, and an actuator diaphragm. The base section includes: a poppet outflow valve, an outflow valve seat, a baffle, a valve guide housing, and an outflow valve diaphragm. For further information on the safety and dump valve, see C-13-B20-000/MS-000.

OPERATION – PRESSURE RELIEF

57. Pressure relief operation occurs when the cockpit-to-atmosphere pressure differential exceeds the calibrated adjustment of the pressure relief calibration spring. Cockpit air enters the unit through the cockpit air port and passes through an orifice into the reference chamber. This establishes a reference pressure which, prior to pressure relief, is equal to cockpit pressure. The other side of the pressure relief control diaphragm is exposed to true static atmospheric air pressure. When the cockpit-to-atmosphere differential exceeds the calibrated setting of the pressure relief calibration spring, the pressure relief metering valve is moved off its seat by the control diaphragm, allowing air in the reference chamber to escape to atmosphere through the static atmosphere connection. Pressure in the reference chamber is thus reduced and a new reference pressure is established. Cockpit-to-reference pressure differential across the actuator diaphragm opens the poppet outflow valve, allowing cockpit air to flow to the unpressurized nose compartment to maintain the calibrated pressure differential.

OPERATION – VACUUM RELIEF

58. Vacuum relief operation occurs when atmospheric air pressure exceeds cockpit air pressure sufficiently to overcome the force of the poppet valve return spring. The outflow valve is raised from its seat, allowing air at atmospheric pressure to enter the

DESCRIPTION

56. La soupape comprend essentiellement une tête et une base. La tête contient une électrovanne à air avec un raccord de décharge, un clapet antiretour, un couvercle, un diaphragme de commande de détente de pression, une chambre de détente de pression munie d'un ressort calibré, un raccord de pression atmosphérique statique vraie, un ressort de rappel pour soupape, un orifice d'entrée d'air de poste de pilotage avec un filtre, une chambre de référence et un diaphragme d'actionneur. La base comprend une soupape d'échappement, un siège de soupape d'échappement, une chicane, un logement de guide de soupape et un diaphragme de soupape d'échappement. Pour tout renseignement sur la soupape de sûreté et de décharge, voir C-13-B20-000/MS-000.

**RÉGULATION
DE PRESSION DIFFÉRENTIELLE POSITIVE**

57. La soupape assure la détente de la pression lorsque la différence de pression entre le poste de pilotage et l'atmosphère dépasse le réglage du ressort calibré de détente de pression. L'air du poste de pilotage entre dans la soupape par l'orifice d'entrée d'air du poste de pilotage et passe par un autre orifice dans la chambre de référence. Ceci établit une pression de référence qui, avant la détente de la pression, est égale à la pression dans le poste de pilotage. L'autre côté du diaphragme de commande de détente de pression est exposé à la pression d'air atmosphérique statique vraie. Quand la différence de pression entre le poste de pilotage et l'atmosphère dépasse le réglage du ressort calibré de la soupape de détente de pression, celle-ci se lève de son siège sous l'effet du diaphragme et permet à l'air dans la chambre de référence de s'échapper dans l'atmosphère par le raccord de pression atmosphérique statique. La pression dans la chambre de référence est ainsi réduite et une nouvelle pression de référence est établie. Sous l'effet de la différence de pression entre le poste de pilotage et la chambre de référence, le diaphragme de l'actionneur ouvre la soupape d'échappement, ce qui permet à l'air du poste de pilotage d'être évacué dans le compartiment avant non pressurisé, de sorte que la différence de pression préétablie soit maintenue.

**RÉGULATION
DE PRESSION DIFFÉRENTIELLE NÉGATIVE**

58. La soupape assure l'augmentation de la pression lorsque la pression atmosphérique excède suffisamment la pression dans le poste de pilotage pour vaincre la force du ressort de rappel de la soupape d'échappement. Celle-ci se lève alors de

cockpit until cockpit pressure is approximately equal to atmospheric pressure.

OPERATION – DUMP

59. When the dump valve solenoid is energized, air in the reference chamber flows to atmosphere. The reduced reference pressure allows cockpit-to-reference pressure differential across the outflow valve cover assembly and actuator diaphragm to fully open the poppet outflow valve and discharge cockpit air to the unpressurized nose compartment. Simultaneously, air to the cockpit is shut off by closure of the air conditioning shut-off valve.

REMOVAL AND INSTALLATION OF SAFETY AND DUMP VALVE

60. To remove the safety and dump valve, gain access to valve on right-hand side of forward pressure bulkhead at RH FS 149, and remove two sensing lines and one electrical connector. Then remove six attaching screws and remove valve and gasket. To install the valve, reverse the removal procedure.

COCKPIT PRESSURE REGULATOR

GENERAL

61. The cockpit pressure regulator and relief valve is installed on the forward pressure bulkhead on the left-hand side of FS 149. It regulates cockpit air pressure by metering the outflow of air from the cockpit. A static line for sensing true atmospheric pressure is connected to the regulator. Cockpit pressure is sensed through a filtered inlet port which needs no external connection. The regulator is attached to a flange which is riveted to the forward pressure bulkhead and discharges to the unpressurized nose compartment.

DESCRIPTION

62. The regulator consists of two principal sections: the head assembly and reference chamber section, and the outflow valve diaphragm and outflow valve section. A vibration insulator is installed between these two sections.

son siège et permet à l'air atmosphérique de pénétrer dans le poste de pilotage jusqu'à ce que la pression du poste de pilotage soit à peu près égale à la pression atmosphérique.

DÉCHARGE

59. Quand le solénoïde de décharge de la soupape est excité, l'air de la chambre de référence est évacué dans l'atmosphère. La réduction de la pression de référence modifie la pression différentielle entre le poste de pilotage et la chambre de référence, ce qui permet au couvercle de la soupape d'évacuation et au diaphragme de l'actionneur d'ouvrir complètement la soupape d'échappement et de décharger l'air du poste de pilotage dans le compartiment avant non pressurisé. En même temps, l'arrivée d'air au poste de pilotage est arrêtée par la fermeture de la vanne d'arrêt de conditionnement d'air.

DÉPOSE ET POSE DE LA SOUPE DE SÛRETÉ ET DE DÉCHARGE

60. Pour déposer la soupape de sûreté et de décharge, accéder à la soupape du côté droit de la cloison étanche avant à FS 149, du côté droit, et enlever les deux conduites de détection et un connecteur électrique. Enlever ensuite les six vis de fixation, puis la soupape et le joint. Pour la pose de la soupape, procéder à l'inverse de la méthode de dépose.

RÉGULATEUR DE PRESSION CABINE

GÉNÉRALITÉS

61. Le bloc régulateur de pression cabine-vanne d'échappement est installé sur la cloison étanche avant, du côté gauche à FS 149, et régule la pression d'air du poste de pilotage en dosant le débit d'air s'échappant de ce dernier. Une conduite de détection de pression atmosphérique statique vraie est raccordée au régulateur. La pression cabine est détectée par l'intermédiaire d'un orifice d'entrée à filtre qui n'a besoin d'aucun raccord externe. Le régulateur est fixé à une bride rivetée à la cloison étanche avant et se décharge dans le compartiment avant non pressurisé.

DESCRIPTION

62. Le régulateur comprend deux parties principales : la partie tête et chambre de référence, et la partie vanne d'échappement et diaphragme. Un isolateur de vibrations est installé entre ces deux parties.

63. Incorporated in the head assembly is an isobaric control system, a differential control system, a pressurization rate control, a cockpit air filter and orifice, a ground test valve, a true static atmosphere connection, and an auxiliary connection for outflow or dump. The ground test valve is a three-position valve which allows for operational performance checks of the regulator and cockpit pressurization system. In the TEST ONLY – ALL OFF position, the regulator is inoperative. In TEST ONLY – DIFF ON, the isobaric control is inoperative so that operation of the differential control system may be checked. The ground test valve is normally lockwired in the FLIGHT position.

64. The outflow valve diaphragm and outflow valve section incorporates a cover assembly and a base assembly. The actuator portion of the outflow valve diaphragm extends from the outflow valve to the cover and base assemblies. The two assemblies are joined by a ring assembly which contains the vibration insulator. The base assembly mounts the regulator to the cockpit pressure bulkhead and provides the outflow valve seat. For further information on the pressure regulator, see C-13-B19-000/MS-000.

OPERATION

65. The cockpit pressure regulator controls cockpit air pressure by allowing air to flow from the cockpit, through the outflow valve, to the unpressurized nose area. The regulator uses cockpit air to establish a reference pressure in the reference chamber. Pneumatic balancing of the outflow valve, obtained by the balance portion of the outflow valve diaphragm, eliminates the effect of the cockpit-to-discharge pressure differential on the outflow valve. The outflow valve therefore responds (opens or closes) as the cabin-to-reference pressure differential across the outflow valve cover plate and actuator portion of the outflow valve diaphragm increases or decreases. Air from the aircraft cockpit enters the reference chamber through the air filter and orifice. Reference chamber air is vented to the atmosphere through one of the two control systems, isobaric or differential. Each system establishes a separate mode of regulator operation. As the aircraft ascends, the isobaric control system automatically terminates the unpressurized range of operation and holds cockpit pressure at the calibrated value until the differential control system takes over. The differential control system maintains cockpit pressure at the calibrated cockpit-to-atmosphere pressure differential. The pressurization rate control maintains a limitation on

63. La tête du régulateur comprend un circuit de régulation isobarique, un circuit de régulation différentielle, un circuit de régulation de vitesse de pressurisation, un orifice d'entrée d'air du poste de pilotage avec filtre, un robinet d'essai au sol, une prise de pression atmosphérique statique vraie et une prise auxiliaire pour l'échappement ou la décharge. Le robinet d'essai au sol, à trois positions, permet de vérifier le fonctionnement du régulateur de pression et du système de pressurisation cabine. Avec le robinet sur TEST ONLY – ALL OFF, le régulateur ne fonctionne pas. Quand le robinet est sur TEST ONLY – DIFF ON, le circuit de régulation isobarique ne fonctionne pas, de sorte qu'on peut vérifier le fonctionnement du circuit de régulation différentielle. Le robinet d'essai au sol est normalement freiné au fil à la position FLIGHT.

64. La vanne d'échappement et le diaphragme comprennent un couvercle et une base. La partie actionneur du diaphragme s'étend de la vanne d'échappement jusqu'au couvercle et à la base. Le couvercle et la base sont réunis par un anneau qui contient l'isolateur de vibrations. La base relie le régulateur à la cloison étanche du poste de pilotage et assure le siège de la vanne d'échappement. Pour tout renseignement sur le régulateur de pression, voir C-13-B19-000/MS-000.

FONCTIONNEMENT

65. Le régulateur de pression cabine régule la pression d'air dans le poste de pilotage en permettant à cet air d'être évacué, par la vanne d'échappement, dans le compartiment avant non pressurisé. Le régulateur utilise l'air du poste de pilotage pour établir une pression de référence dans la chambre de référence. L'équilibrage pneumatique de la vanne d'échappement, obtenue grâce à la partie équilibrage du diaphragme, annule l'effet de la pression différentielle cabine-échappement sur la vanne. Cette dernière réagit (elle se ferme ou elle s'ouvre) à mesure que la pression différentielle cabine-référence s'exerce sur le couvercle de la vanne et sur la partie actionneur du diaphragme de la vanne augmente ou diminue. L'air du poste de pilotage entre dans la chambre de référence par le filtre à air et l'orifice. L'air de la chambre de référence est mis à l'air libre par un des deux circuits de régulation, isobarique ou différentielle. Ces circuits permettent le fonctionnement selon des modes différents. Pendant la montée, le circuit de régulation isobarique met automatiquement fin à la plage de fonctionnement sans pressurisation et maintient la pression cabine à la valeur préétablie jusqu'à ce que le circuit de régulation différentielle prenne la relève. Ce dernier maintient la pression cabine en fonction

the rate of action of the differential control and the isobaric control.

UNPRESSURIZED OPERATION

66. At altitudes below the isobaric range of operation, the regulator maintains cockpit pressure at approximately the same level as discharge pressure. At these altitudes, reference pressures are sufficient to compress the evacuated isobaric bellows and hold the isobaric metering valve in the open position. Air from the cockpit enters the reference chamber through the air filter and orifice and flows out to true static atmosphere through the isobaric metering valve. Since the cockpit air orifice is smaller than the orifice formed by the isobaric metering valve, reference pressure remains approximately equal to ambient atmospheric pressure. Pressure differential across the actuator portion of the outflow valve diaphragm and the outflow valve cover plate is sufficient to open the outflow valve, permitting discharge of cockpit air.

ISOBARIC OPERATION

67. As the isobaric range is approached, reference pressure in the reference chamber has decreased enough to allow the isobaric bellows to expand and move the isobaric metering valve towards its seat. Expansion of the bellows is aided by action of the calibration spring on the rocker arm. As the isobaric metering valve moves toward its seat, it limits the flow of air from the reference chamber to atmosphere. This action prevents further decrease in reference pressure and maintains a substantially constant reference pressure in the chamber throughout the isobaric range of operation. The actuator portion of the outflow valve diaphragm and the outflow valve cover plate, responding to the differential between reference pressure and cockpit pressure, opens or closes the outflow valve to restrict flow of air from the cockpit as required to maintain a constant cockpit pressure.

DIFFERENTIAL OPERATION

68. The aircraft operates within the isobaric range until it reaches an altitude where the pressure differential between cockpit and atmosphere approaches the calibrated value. The differential between reference pressure and atmospheric pressure is sufficient to cause the differential

de la pression différentielle poste de pilotage – atmosphère préétablie. Le circuit de régulation de vitesse de pressurisation limite l'action des circuits de régulation différentielle et isobarique.

RÉGULATION SANS PRESSURISATION

66. Aux altitudes inférieures à la plage de fonctionnement isobarique, le régulateur maintient la pression cabine environ à la même valeur que la pression d'échappement. À ces altitudes, les pressions de référence sont suffisantes pour comprimer la capsule anéroïde du circuit isobarique et maintenir ouverte la soupape de dosage isobarique. L'air provenant du poste de pilotage entre dans la chambre de référence par le filtre à air et l'orifice et est évacué dans l'atmosphère statique vraie par la soupape de dosage isobarique. Étant donné que l'orifice d'entrée d'air du poste de pilotage est plus petit que celui de la soupape de dosage isobarique, la pression de référence reste à peu près égale à la pression atmosphérique ambiante. La pression différentielle s'exerçant sur la partie actionneur du diaphragme et sur le couvercle de la vanne d'échappement est suffisante pour maintenir la vanne ouverte et ainsi permettre l'évacuation de l'air du poste de pilotage.

RÉGULATION ISOBARIQUE

67. Lorsqu'on approche de la plage de fonctionnement isobarique, la pression de référence dans la chambre de référence diminue suffisamment pour permettre à la capsule isobarique de se détendre et de déplacer la soupape de dosage isobarique vers son siège. La détente de la capsule est facilitée par l'action du ressort calibré sur le bras à bascule. À mesure que la soupape de dosage isobarique se déplace vers son siège, elle limite l'écoulement d'air de la chambre de référence vers l'atmosphère. Ceci empêche toute diminution subséquente de la pression de référence, qui demeure relativement constante sur toute la plage de fonctionnement isobarique. L'actionneur du diaphragme et le couvercle de la vanne d'échappement, sous l'effet de la différence de pression entre la chambre de référence et le poste de pilotage, ouvrent ou ferment la vanne d'échappement pour réduire le débit d'air provenant du poste de pilotage, selon les besoins, pour maintenir une pression cabine constante.

RÉGULATION DIFFÉRENTIELLE

68. Lors de la montée en mode isobarique, à une altitude où la différence de pression entre le poste de pilotage et l'atmosphère approche de la valeur préétablie, la différence de pression entre la chambre de référence et l'atmosphère est suffisante pour permettre au diaphragme de mode différentiel de

diaphragm to lift the differential control metering valve off its seat and vent reference air to atmosphere. The resulting decrease in reference pressure permits further expansion of the isobaric bellows, which closes the isobaric metering valve completely. The actuator portion of the outflow valve diaphragm and the outflow valve cover plate, responding to the reference-to-cabin pressure differential, opens or closes the outflow valve to restrict flow of air from the cockpit in the amount necessary to maintain the calibrated pressure differential between cockpit and atmosphere.

PRESSURIZATION RATE CONTROL

69. The pressurization rate control prevents the rate of increase in cockpit pressure from exceeding a calibrated maximum value when the aircraft is in rapid descent, provided cockpit pressure remains in excess of atmospheric pressure. A rapid increase in reference pressure creates a pressure differential across the pressurization rate control diaphragm, because of the restricted flow of reference chamber air into the rate control chamber through the orifice formed by the calibration pin. When pressure differential is sufficient to overcome the force exerted by the rate control backing spring, the rate control metering valve is moved off its seat and allows reference chamber air to bleed to the atmosphere. With reference pressure rate-of-increase thus limited, cockpit pressure rate-of-increase is also limited. As the pressures within the reference chamber and pressurization rate control chamber equalize, the rate control metering valve is returned to its seat, and the flow of reference chamber air to atmosphere through the control is stopped.

REMOVAL AND INSTALLATION OF COCKPIT PRESSURE REGULATOR

70. To remove the cockpit pressure regulator, gain access to regulator, on the left-hand side of pressure bulkhead at FS 149 forward of instrument panel. Remove inlet pipe at top of regulator. Support regulator and remove Marman clamp. Gain access to the cockpit pressure regulator through nose access panel and remove ten attaching screws. Remove pressure regulator and seal. On installation, reverse procedure. Ensure that adapter sealing ring is serviceable or use new sealing ring. Apply a brush coat of sealant, Item 74 (see [C-12-114-000/MF-001](#),

soulever la soupape de dosage différentiel de son siège et de mettre à l'air libre la chambre de référence. La diminution de la pression de référence qui en résulte entraîne le déploiement subséquent de la capsule isobarique qui ferme complètement la soupape de dosage isobarique. L'actionneur du diaphragme et le couvercle de la vanne d'échappement, sous l'effet de la différence de pression entre la chambre de référence et le poste de pilotage, ouvrent ou ferment la vanne d'échappement pour réduire le débit d'air provenant du poste de pilotage de la quantité nécessaire pour maintenir la pression différentielle poste de pilotage-atmosphère préétablie.

RÉGULATION DE VITESSE DE PRESSURISATION

69. Le circuit de régulation de vitesse de pressurisation empêche la pression cabine d'augmenter à une vitesse excédant la valeur maximale préétablie quand l'avion est en descente rapide, à condition que la pression cabine reste supérieure à la pression atmosphérique. Une augmentation rapide de la pression de référence crée un différentiel de pression sur le diaphragme de régulation de vitesse de pressurisation, parce que l'orifice ménagé par le pointeau de calibrage limite le débit d'air passant de la chambre de référence à la chambre de régulation. Quand la différence de pression est suffisante pour vaincre la force de rappel du ressort de régulation de vitesse, la soupape de dosage se lève de son siège et permet à l'air de la chambre de référence d'être évacué dans l'atmosphère. La vitesse d'augmentation de la pression de référence étant ainsi limitée, la vitesse d'augmentation de la pression cabine se trouve également limitée. Lorsque la pression dans la chambre de référence et dans la chambre de régulation de vitesse de pressurisation sont égales, la soupape de dosage de régulation de vitesse est ramenée sur son siège et l'écoulement d'air de la chambre de référence à l'atmosphère est arrêté.

DÉPOSE ET POSE DU RÉGULATEUR DE PRESSION CABINE

70. Pour déposer le régulateur de pression cabine, accéder à ce dernier en avant du tableau de bord, du côté gauche de la cloison étanche, à FS 149. Enlever les tuyaux d'arrivée sur le dessus du régulateur. Soutenir le régulateur et enlever le collier Marman. En passant par le panneau d'accès du nez, enlever les dix vis de fixation. Déposer le régulateur et son joint. Pour la pose, suivre la méthode de dépose en sens inverse. S'assurer que le joint annulaire d'adaptation est en bon état, ou utiliser un nouveau joint. Appliquer au pinceau une couche de

Figure 1-2) after installation of attachment washers and screws. Torque Marman clamp to 5.6 N•m (50 in•lb).

composé d'étanchéité, article 74 (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-2) après la pose des rondelles et des vis de fixation. Serrer le collier Marman à 5.6 N•m (50 po•lb).

PRESSURIZATION SYSTEM FUNCTIONAL CHECKS

PREPARATION

71. Prepare for functional tests of the pressurization system as follows:

- a. Connect the pressurization test stand to the aircraft as follows:
 - (1) Pressurize supply line to one of large ground test connections at bulkhead, FS 149.0.
 - (2) Pressure sensing line to smaller test connection on bulkhead, FS 149.0.
 - (3) Canopy seal line to canopy seal ground test connection in canopy fairing.
- b. Install a 0 to 207 kPa (0 to 30 psi) pressure gauge in canopy seal pressure line between canopy and FS 217.5 bulkhead.
- c. Check that all pressure-sensitive instruments in cockpit are correctly installed, with static lines connected. Remove cabin pressure altimeter gauge and all instruments not correctly installed, and cap all open pitot static lines.
- d. Check that the following circuit-breakers are pushed in:
 - (1) AIR COND SHUT OFF VALVE.
 - (2) AIR COND & DUMP CONTROL.
 - (3) CANOPY ACTUATOR.
 - (4) CANOPY WARN LT. & SEAL.
 - (5) WINDSHIELD DEMIST.
 - (6) WINDSHIELD DE-ICE.

VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT DU SYSTÈME DE PRESSURISATION

PRÉPARATION

71. Préparer les essais de fonctionnement du circuit de pressurisation de la façon suivante :

- a. Brancher le banc d'essai de pressurisation à l'avion de la façon suivante :
 - (1) Brancher la conduite de pressurisation à l'une des grosses prises d'essai au sol, à la cloison à FS 149.0.
 - (2) Brancher la conduite de détection de pression à la plus petite prise d'essai sur la cloison à FS 149.0.
 - (3) Brancher la conduite du boudin de verrière à la prise d'essai au sol du boudin dans le carénage de verrière.
- b. Installer un indicateur de pression étalonné de 0 à 207 kPa (0 à 30 lb/po²) sur la conduite de pressurisation du boudin de verrière, entre la conduite et la cloison, à FS 217.5.
- c. Vérifier que tous les instruments sensibles à la pression dans le poste de pilotage sont bien en place et que les conduites statiques sont branchées. Enlever l'indicateur de pression cabine et tous les instruments qui ne sont pas bien posés, puis boucher toutes les conduites Pitot-statiques ouvertes.
- d. Vérifier que les disjoncteurs suivants sont enclenchés :
 - (1) AIR COND SHUT OFF VALVE.
 - (2) AIR COND & DUMP CONTROL.
 - (3) CANOPY ACTUATOR.
 - (4) CANOPY WARN LT. & SEAL.
 - (5) WINDSHIELD DEMIST.
 - (6) WINDSHIELD DE-ICE.

- e. Energize the 28 Vdc ground power supply to the aircraft (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-1).
- f. Check that air conditioning master switch is set to NORMAL. Hold temperature control switch to COLD for at least one minute, then return to OFF. Check that the modulating shut-off valve in the refrigeration unit cross-over duct is in CLOSED position.
- g. Pull out circuit-breaker marked AIR COND & DUMP CONTROL. Check that the system shut-off valve closes. Pull out circuit-breaker marked AIR COND SHUT OFF VALVE, then push in the circuit-breaker marked AIR COND & DUMP CONTROL.
- h. Set WSHLD & CANOPY DEMIST switch to ON. Check that windshield demist valve closes.
- i. Set WSHLD DE-ICE switch to OFF. Check that windshield de-ice valve closes.
- j. Check that the hydraulic system is serviceable and that system can be pressurized. For information on the aircraft hydraulic system, see [C-12-114-0B0/MF-001](#).

NOTE

Do not isolate cooling turbine or plug the water separator drain. Leakage rate is calculated for water separator drain and turbine bearing leakage.

PRESSURIZATION AND DUMP CHECK

72. Prepare for test as in [Paragraph 71](#).



A qualified tradesman must be in the cockpit during this check.

- a. Select cockpit pressure regulator test switch to TEST ONLY – DIFF ON.

- e. Établir l'alimentation de parc 28 V c.c. de l'avion (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-1).
- f. Vérifier que l'interrupteur principal de conditionnement d'air est sur NORMAL. Tenir le sélecteur de régulation température sur COLD pendant au moins une minute, puis le ramener sur OFF. Vérifier que la vanne d'arrêt et de régulation dans la gaine d'intercommunication du groupe de refroidissement est fermée (CLOSED).
- g. Désenclencher le disjoncteur AIR COND & DUMP CONTROL. Vérifier que la vanne d'arrêt du système se ferme. Désenclencher le disjoncteur AIR COND SHUT OFF VALVE, puis enclencher le disjoncteur AIR COND & DUMP CONTROL.
- h. Mettre l'interrupteur WSHLD & CANOPY DEMIST sur ON. Vérifier que la vanne de désembuage pare-brise se ferme.
- i. Mettre l'interrupteur WSHLD DE-ICE sur OFF. Vérifier que la vanne de dégivrage pare-brise se ferme.
- j. Vérifier que le circuit hydraulique est en état et qu'il peut être mis sous pression. Pour tout renseignement sur le circuit hydraulique de l'avion, voir [C-12-114-0B0/MF-001](#).

NOTA

Ne pas isoler la turbine de refroidissement ni boucher le drain du séparateur d'eau. La perte calculée tient compte du drainage du séparateur d'eau et de la perte aux paliers de la turbine.

VÉRIFICATION DE PRESSURISATION ET DE DÉCHARGE

72. Préparer l'essai comme indiqué au [paragraphe 71](#).



Un technicien qualifié doit se trouver dans le poste de pilotage pendant la vérification.

- a. Mettre le sélecteur d'essai du régulateur de pression cabine sur TEST ONLY – DIFF ON.

- b. Supply canopy seal pressure line with 207 kPa (30 psi) from test stand. Check that canopy seal does not inflate.
- c. Close the canopy. Check that canopy unsafe warning light goes out and that canopy seal inflates.
- d. Check that seal pressure on gauge (see [Paragraph 71](#), Step b) is between 125 and 160 kPa (18 and 23 psi).
- e. Shut canopy seal pressure valve on test stand. Check that seal pressure is maintained as indicated on test gauge.

NOTE

A pressure drop of 6.9 kPa (1 psi) per minute is acceptable.

- f. Slowly supply air pressure to cockpit at a rate not exceeding 305 m/min (1000 ft/min) rate of descent. Check that cockpit pressure stabilizes when pressure reaches 20.7 ± 0.7 kPa (3.0 ± 0.1 psi), (206.6 ± 6.8 mbar [6.1 ± 0.2 in. of Hg]), (see [Part 1](#), Paragraph 2).
- g. Increase airflow several times in increments of 0.14 to 0.28 m³/min (5 to 10 ft³/min). Check in each case that pressure regulator maintains cockpit pressure at the same values as in Paragraph f, without surging.

NOTE

Rate-of-climb indicator may indicate slight surging during changes in flow rate but should stabilize quickly with steady rate of flow.

- h. Slowly decrease airflow to cockpit at a rate not exceeding 305 m/min (1000 ft/min) rate of climb. Stabilize cockpit pressure at 3.5 kPa (0.5 psi), (33.9 mbar [1.0 in. of Hg]), (see [Part 1](#), Paragraph 2).
- i. Set air conditioning master switch to SHUT OFF & DUMP. Check that cockpit safety valve opens and dumps cockpit pressure immediately.

- b. Alimenter la conduite de pressurisation du boudin de verrière à 207 kPa (30 lb/po²) à partir du banc d'essai. Vérifier que le boudin de verrière ne se gonfle pas.
- c. Fermer la verrière. Vérifier que le voyant d'alarme de sécurité verrière s'éteint et que le boudin de verrière se gonfle.
- d. Vérifier que la pression du boudin sur l'indicateur de pression (voir [paragraphe 71](#), étape b) est entre 125 et 160 kPa (18 et 23 lb/po²).
- e. Fermer la valve de gonflage du boudin de verrière sur le banc d'essai. Vérifier que la pression du boudin se maintient sur l'indicateur de pression.

NOTA

Une baisse de pression de 6.9 kPa (1 lb/po²) par minute est acceptable.

- f. Envoyer lentement l'air sous pression au poste de pilotage à un débit ne dépassant pas 305 m/min (1000 pi/min) de descente. Vérifier que la pression cabine se stabilise quand elle atteint 20.7 ± 0.7 kPa (3.0 ± 0.1 lb/po²), (206.6 ± 6.8 mbar [6.1 ± 0.2 po de Hg]) (voir [Partie 1](#), paragraphe 2).
- g. Augmenter le débit d'air plusieurs fois par incréments de 0.14 à 0.28 m³/min (5 à 10 pi³/min). Vérifier chaque fois que le régulateur maintient la pression cabine aux valeurs mentionnées au paragraphe f, sans sautes de pression.

NOTA

Le variomètre peut indiquer de légères fluctuations pendant les variations de débit mais doit se stabiliser rapidement une fois que le débit est stabilisé.

- h. Réduire lentement le débit d'air vers le poste de pilotage à une vitesse ascensionnelle ne dépassant pas 305 m/min (1000 pi/min). Stabiliser la pression cabine à 3.5 kPa (0.5 lb/po²), (33.9 mbar [1.0 po de Hg]) (voir [Partie 1](#), paragraphe 2).
- i. Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur SHUT OFF & DUMP. Vérifier que la soupape de sûreté du poste de pilotage s'ouvre et décharge la pression cabine immédiatement.

- j. Shut off airflow supply from test stand to cockpit. Open canopy. Set air conditioning master switch to NORMAL.

COCKPIT LEAKAGE AND SAFETY VALVE OPERATION CHECK

73. Test Procedure:



Cockpit must not be occupied during this check.

- a. Check that preparation for functional check is completed (see [Paragraph 71](#)).
- b. Check that test switch on cockpit pressure regulator is set to TEST ONLY – ALL OFF position.
- c. Close the canopy. Supply air to canopy seal line. Check that canopy unsafe warning light goes out and that canopy seal inflates.
- d. Slowly supply air pressure to cockpit at a rate not exceeding 305 m/min (1000 ft/min) rate of descent. Stabilize and maintain cockpit pressure at 20.7 kPa (3.0 psi), (206.6 mbar [6.1 in. of Hg]), (see [Part 1](#), Paragraph 2).
- e. Check that cockpit leakage does not exceed 2.1 m³/min (75 ft³/min).

NOTE

To obtain correct leakage rate, multiply flowmeter reading by correction factor applicable to flowmeter back pressure for the particular test stand in use.

- f. Gradually increase cockpit pressure. Check that the safety valve begins to relieve when the cockpit pressure is between 22.8 and 24.8 kPa (3.3 and 3.6 psi), (226.9 and 247.2 mbar [6.7 and 7.3 in. of Hg]), (see [Part 1](#), Paragraph 2).

- j. Fermer l'arrivée d'air du banc d'essai vers le poste de pilotage. Ouvrir la verrière. Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur NORMAL.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DE LA SOUPE DE SÛRETÉ ET D'ÉTANCHÉITÉ DU POSTE DE PILOTAGE

73. Méthode d'essai :



Le poste de pilotage ne doit pas être occupé pendant cette vérification.

- a. Vérifier que la préparation pour la vérification de fonctionnement est terminée (voir [paragraphe 71](#)).
- b. Vérifier que l'interrupteur d'essai du régulateur de pression cabine est sur TEST ONLY – ALL OFF.
- c. Fermer la verrière. Envoyer de l'air dans la conduite du boudin de verrière. Vérifier que le voyant d'alarme de sécurité verrière s'éteint et que le boudin de verrière se gonfle.
- d. Envoyer doucement de l'air sous pression au poste de pilotage à une vitesse descendante ne dépassant pas 305 m/min (1000 pi/min). Stabiliser et maintenir la pression cabine à 20.7 kPa (3.0 lb/po²), (206.6 mbar [6.1 po de Hg]) (voir [Partie 1](#), paragraphe 2).
- e. Vérifier que le débit de fuite du poste de pilotage ne dépasse pas 2.1 m³/min (75 pi³/min).

NOTA

Pour avoir un taux de fuite approprié, multiplier l'indication du débitmètre par le facteur de correction applicable à la contre-pression du débitmètre pour le banc d'essai utilisé.

- f. Augmenter graduellement la pression cabine. Vérifier que la soupape de sûreté commence à s'ouvrir quand la pression cabine est entre 22.8 et 24.8 kPa (3.3 et 3.6 lb/po²), (226.9 et 247.2 mbar [6.7 et 7.3 po de Hg]) (voir [Partie 1](#), paragraphe 2).

- g. Slowly supply maximum available airflow from test stand to cockpit. Check cockpit pressure does not exceed 24.8 kPa (3.6 psi), (247.2 mbars [7.3 in. of Hg]), (see [Part 1](#), Paragraph 2).
- h. Slowly reduce airflow to cockpit at a rate not exceeding 305 m/min (1000 ft/min) rate of climb until cockpit pressure is zero.
- i. Relieve canopy seal line pressure to zero. Remove all test equipment. Install caps on test connections. Set cockpit pressure regulator test switch to FLIGHT. Install instruments removed for tests, if applicable.

- g. Augmenter graduellement jusqu'au maximum le débit d'air comprimé du banc d'essai. Vérifier que la pression cabine ne dépasse pas 24.8 kPa (3.6 lb/po²), (247.2 mbar [7.3 po de Hg]) (voir [Partie 1](#), paragraphe 2).
- h. Réduire lentement le débit d'air à une vitesse ascensionnelle ne dépassant pas 305 m/min (1000 pi/min) jusqu'à ce que la pression cabine soit égale à zéro.
- j. Dépressuriser la conduite du boudin de verrière jusqu'à ce que la pression soit égale à zéro. Débrancher tout le matériel d'essai. Mettre des couvercles aux prises d'essai. Mettre l'interrupteur d'essai du régulateur de pression cabine sur FLIGHT. Au besoin, remettre en place les instruments enlevés pendant les essais.

FUNCTIONAL CHECKS – ENGINE OPERATING

AIR CONDITIONING SYSTEM

74. To check operation of air conditioning system with engine operating, proceed as follows:

- a. Start engine (see [C-12-114-000/MB-001](#)). Stabilize engine at best cooling rpm, approximately 75 per cent of maximum engine rpm.
- b. Close canopy by moving canopy select switch to CLOSE and depressing canopy actuate switch. Check canopy unlock warning light extinguishes.

NOTE

Canopy may be opened, if desired, during air conditioning checks, but must remain closed during entire pressurization system checks to prevent rapid decompression in cockpit.

- c. Carry out air conditioning check list (see [Figure 2-12](#)).

VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT AVEC RÉACTEUR EN MARCHÉ

SYSTÈME DE CONDITIONNEMENT D'AIR

74. Pour vérifier le fonctionnement du système de conditionnement d'air avec réacteur en marche, procéder comme suit :

- a. Démarrer le réacteur (voir [C-12-114-000/MB-001](#)). Stabiliser au régime permettant le meilleur refroidissement, soit environ 75 pour cent du régime maximal.
- b. Fermer la verrière en mettant le sélecteur de position verrière sur CLOSE et en appuyant sur le bouton de commande de la verrière. Vérifier que le voyant d'alarme verrière non verrouillée s'éteint.

NOTA

La verrière peut être ouverte au besoin, pendant les vérifications du système de conditionnement d'air, mais elle doit rester fermée pendant toute la durée des vérifications du système de pressurisation pour empêcher la dépressurisation rapide du poste de pilotage.

- c. Effectuer la liste de vérification du système de conditionnement d'air (voir [figure 2-12](#)).

Step Étape	Aircraft Switches Commutateurs de l'avion					Check Vérification
	Air Cond Master Interr. princ. cond. d'air	Temp. Control Sélecteur de régulation température	Temp. Selector Sélecteur de température	WSHLD DE-ICE	WSHLD & CANOPY DEMIST	
1	NORMAL	OFF	Any position Toute position	OFF	OFF	Air issues from side and foot outlets. L'air sort des bouches sur les côtés et aux pieds
2	NORMAL	AUTO	HOT	OFF	OFF	Air temperature increases La température de l'air aug- mente
3	NORMAL	AUTO	COLD	OFF	OFF	Air temperature decreases La température de l'air diminue
4	NORMAL	MANUAL HOT	Any position Toute position	OFF	OFF	Air temperature increases La température de l'air aug- mente
5	NORMAL	MANUAL COLD	Any position Toute position	OFF	OFF	Air temperature decreases La température de l'air diminue
6	DUMP	AUTO	Any position Toute position	OFF	OFF	Airflow ceases. Le débit d'air s'arrête.
7	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	OFF	ON	Airflow from canopy and windshield outlets. L'air sort des orifices verrière et pare-brise.
8	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	ON	OFF	No airflow from de-ice nozzles. Aucun débit d'air aux orifices de dégivrage.

Figure 2-12 (Sheet 1 of 2) Air Conditioning Check List

Figure 2-12 (feuille 1 de 2) Liste de vérification du système de conditionnement d'air

Step Étape	Aircraft Switches Commutateurs de l'avion					Check Vérification
	Air Cond Master Interr. princ. cond. d'air	Temp. Control Sélecteur de régulation-température	Temp. Selector Sélecteur de température	WSHLD DE-ICE	WSHLD & CANOPY DEMIST	
9	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	O'RIDE	OFF	Airflow from nozzles. <div>CAUTION</div> Leave switch in O'RIDE only long enough to check for air flow. L'air sort des orifices de dégivrage. <div>ATTENTION</div> Laisser l'interrupteur sur O'RIDE le temps de vérifier le passage de l'air seulement.
10	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	OFF	OFF	No airflow from de-ice nozzles. L'air ne sort plus des orifices de dégivrage
11	Open ZONE 2 COOLING and GND SAFETY circuit-breakers in that order (the zone 2 cooling circuit-breaker must be opened first). Enclencher les disjoncteurs ZONE 2 COOLING et GND SAFETY dans cet ordre (le disjoncteur ZONE 2 COOLING doit être désenclenché en premier).					
12	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	ON	OFF	Airflow from nozzles. L'air sort des orifices.
13	Close GND SAFETY and ZONE 2 COOLING circuit-breakers Désenclencher les disjoncteurs GND SAFETY et ZONE 2 COOLING.					Airflow ceases. L'air ne sort plus.
NOTE						NOTA
Aircraft 26001 to 26010 inclusive only.						Avions 26001 à 26010 inclusivement seulement.

Figure 2-12 (Sheet 2 of 2) Air Conditioning Check List

Figure 2-12 (feuille 2 de 2) Liste de vérification du système de conditionnement d'air

PRESSURIZATION SYSTEM

75. To check the pressurization system with engine operating, proceed as follows:

- a. Move selector valve, on cockpit pressure regulator, to TEST ONLY – DIFF ON.
- b. Connect cockpit pressure sensing line from test stand to test connection at bulkhead, FS 149 (see [Paragraph 54](#)).
- c. Hold test stand suction cup to either one of the static pressure sensing intakes (37), [Figure 2-1](#). Seal other sensing intake.
- d. Set air conditioning master switch to SHUT OFF & DUMP. Repeat [Paragraph 74](#), Steps a and b.
- e. Set air conditioning master switch to NORMAL. Check that canopy seal inflates and cockpit pressure builds up to 20.7 ± 0.7 kPa (3.0 ± 0.1 psi).
- f. Use test stand to apply a small amount of suction to the sensing intake. Check that cockpit pressure decreases.



Pressure increase or decrease in cockpit must not be permitted to exceed 305 m/min (1000 ft/min) rate of climb or descent.

- g. Slowly increase suction until cabin pressure is lowered to 3.4 kPa (0.50 psi). Set air conditioning master switch to SHUT OFF & DUMP. Check that cockpit safety and dump valve

SYSTÈME DE PRESSURISATION

75. Pour vérifier le système de pressurisation avec réacteur en marche, procéder comme suit :

- a. Mettre l'interrupteur d'essai du régulateur de pression cabine sur TEST ONLY – DIFF ON.
- b. Brancher la conduite de détection de pression cabine du banc d'essai à la prise d'essai sur la cloison à FS 149 (voir [paragraphe 54](#)).
- c. Maintenir la ventouse du banc d'essai à l'une ou l'autre des entrées de prise de pression statique (37), [figure 2-1](#). Boucher l'autre entrée.
- d. Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur SHUT OFF & DUMP. Reprendre les étapes a et b du [paragraphe 74](#).
- e. Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur NORMAL. Vérifier que le boudin de verrière se gonfle et que la pression cabine atteint 20.7 ± 0.7 kPa (3.0 ± 0.1 lb/po²).
- f. Utiliser le banc d'essai pour créer une petite dépression à l'entrée de la prise statique. Vérifier que la pression cabine diminue.



Toute diminution ou augmentation de la pression cabine doit se faire à une vitesse ascensionnelle ou descensionnelle ne dépassant pas 305 m/min (100 pi/min).

- g. Augmenter lentement la dépression jusqu'à ce que la pression cabine soit descendue à 3.4 kPa (0.50 lb/po²). Mettre l'interrupteur principal de conditionnement d'air sur

fully opens immediately, permitting cockpit pressure to drop to zero.

- h. Move selector valve on cockpit pressure regulator to FLIGHT and lockwire in this position.
- i. Shut down engine (see [C-12-114-000/MB-001](#)). Remove test lines from aircraft. Remove seal from static sensing inlet. Install and lockwire cap on ground test connection.

HYDRAULIC SYSTEM PRESSURIZATION

76. Air for hydraulic system pressurization is routed aft through the fire wall at FS 277.75 from a tee-fitting installed in the pressurized main distribution duct at FS 261. For further information on the hydraulic system, see [C-12-114-0B0/MF-001](#).

EXTERNAL FUEL TANK PRESSURIZATION

77. Air for external fuel tank pressurization is tapped from the canopy seal duct at FS 259. For further information on external fuel tank pressurization, see [C-12-114-0D0/MF-001](#).

SHUT OFF & DUMP. Vérifier que la soupape de sûreté et de décharge du poste de pilotage s'ouvre au maximum immédiatement, permettant ainsi à la pression cabine de tomber à zéro.

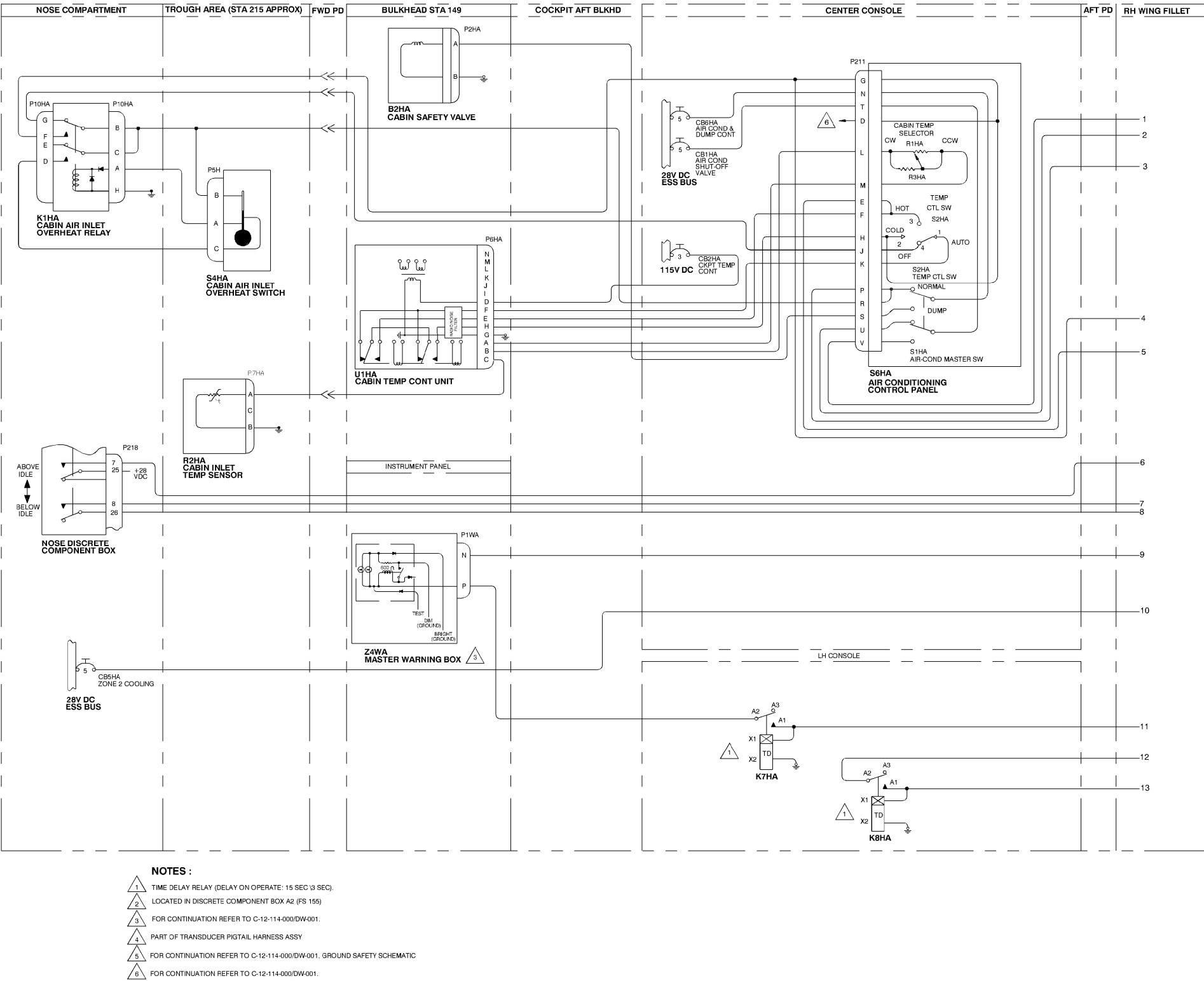
- h. Mettre l'interrupteur d'essai du régulateur de pression cabine sur FLIGHT et le freiner au fil dans cette position.
- i. Couper le réacteur (voir [C-12-114-000/MB-001](#)). Enlever les conduites d'essai de l'avion. Déconnecter le boudin de l'entrée de prise statique. Poser un couvercle et le freiner au fil sur la prise d'essai au sol.

PRESSURISATION DU CIRCUIT HYDRAULIQUE

76. L'air pour la pressurisation du circuit hydraulique est acheminé vers l'arrière à travers la cloison pare-feu à FS 277.75, à partir d'un raccord en T installé sur la gaine de distribution principale de pressurisation, à FS 261. Pour tout renseignement sur le circuit hydraulique, voir [C-12-114-0B0/MF-001](#).

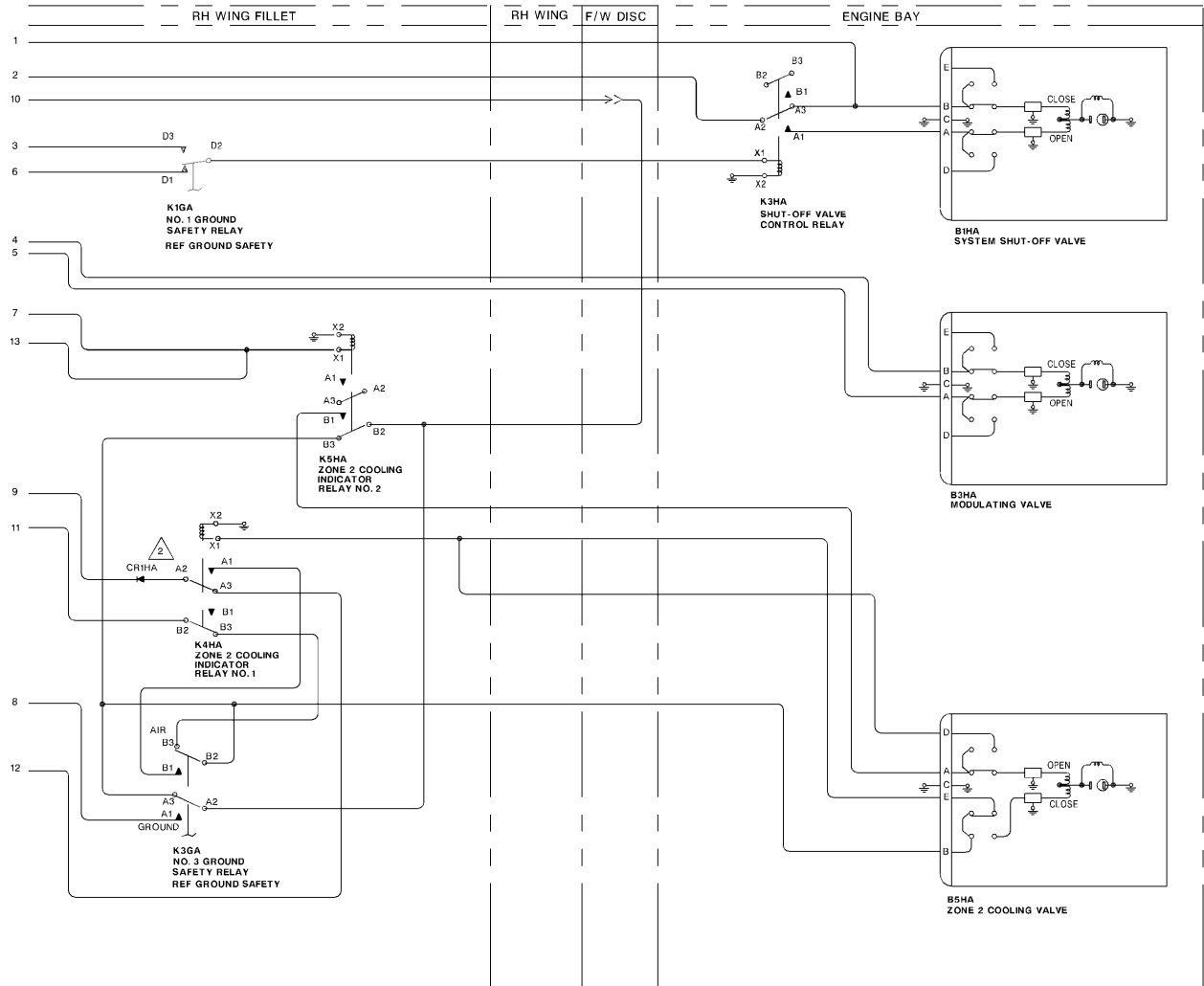
PRESSURISATION DES RÉSERVOIRS CARBURANT EXTERNES

77. L'air pour la pressurisation des réservoirs carburant externes est prélevé sur la gaine du boudin de verrière, à FS 259. Pour tout renseignement sur la pressurisation des réservoirs carburant externes, voir [C-12-114-0D0/MF-001](#).



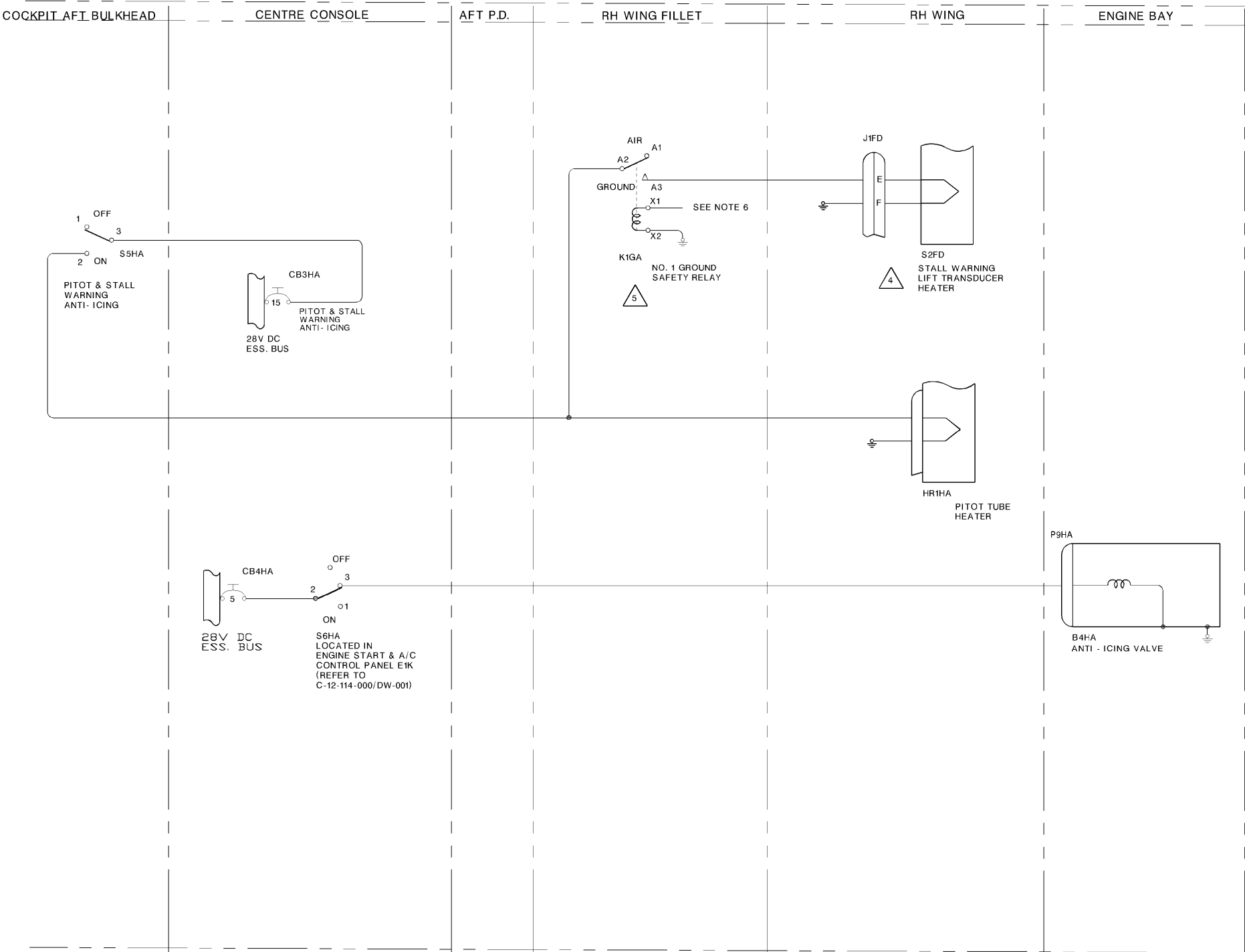
BOC02018

Air Conditioning System – Schematic (Sheet 1 of 3) Figure 2-13
Système de conditionnement d'air – schéma (feuille 1 de 3) Figure 2-13



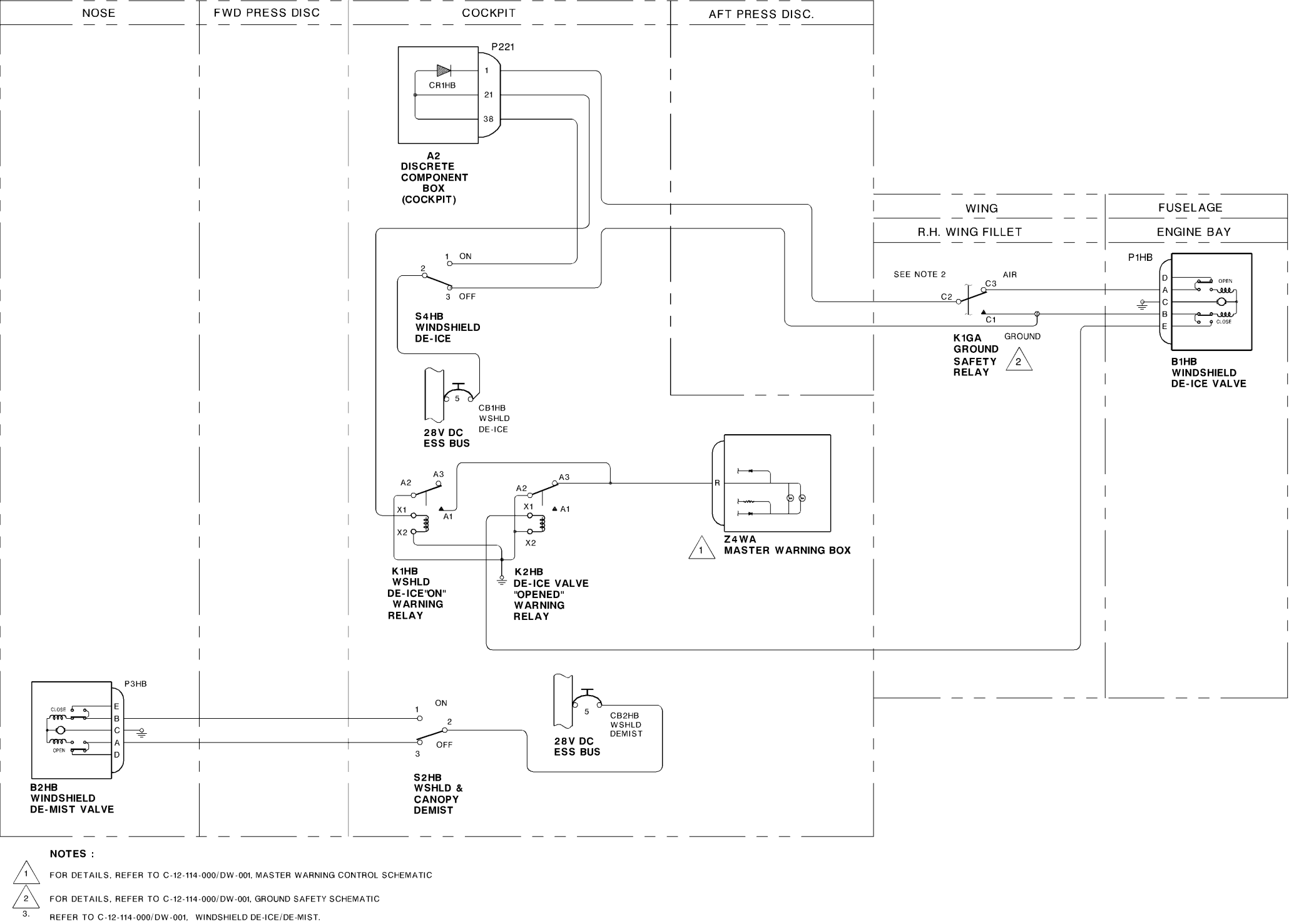
BOC02019

Figure 2-13 (Sheet 2 of 3) Air Conditioning System – Schematic
 Figure 2-13 (feuille 2 de 3) Système de conditionnement d'air – schéma



BOC02020

Air Conditioning System – Schematic (Sheet 3 of 3) Figure 2-13
Système de conditionnement d'air – schéma (feuille 3 de 3) Figure 2-13



BOC02021

Windshield De-ice and Demisting – Schematic Figure 2-14
Dégivrage et désembuage pare-brise – schéma Figure 2-14

PART 3**ANTI-ICING AND DE-ICING SYSTEMS****GENERAL**

1. The aircraft is equipped with an electrically controlled hot air system for engine anti-icing, windshield de-icing, and electrical heaters for lift transducer and pitot tube anti-icing. The hot air used for the system is bled from the engine compressor. For further information on the bleed air system, refer to [Part 2](#). The system is designed primarily to prevent ice formation and not to remove accumulated ice, therefore it is activated when icing conditions are first encountered.

ENGINE ANTI-ICING

2. The engine is equipped with an electrically controlled anti-ice solenoid valve which is de-energized when the ENG ANTI-ICE control switch is set to ON. This allows hot air to flow into the front frame manifold and prevent icing of the front frame struts, inlet guide vanes and the inlet bullet-shaped nose cone. The air is then discharged into the compressor inlet. For further information on engine anti-icing, refer to C-14-165-000/MF-000.

WINDSHIELD DE-ICING

3. The windshield de-icing system provides a clear vision area in front of the pilot windshield during icing conditions. This is achieved by blast jet air ducted from the compressor bleed air to a nozzle in front of each windshield. Bleed air from the engine compressor is directed through ducting to two nozzles, one on each side of the windshield. Each nozzle is an aluminum alloy casting clamped to the end of the delivery duct and attached with three screws to the aircraft nose section on each side of the centreline at FS 150, so that hot air is channelled to the windshield for windshield de-icing. To prevent collection of water or formation of ice in the windshield de-ice ducting, a drain has been installed at FS 175. For the schematic diagram of the windshield de-icing system, see [Figure 3-1](#). For the electrical schematic, see [Figure 2-12](#).

4. The de-icing system is controlled by a two-position ON-OFF switch on the left-hand facia panel. The system is energized by the dc essential bus and, on the ground the motorized de-ice valve is

PARTIE 3**SYSTÈMES
D'ANTIGIVRAGE ET DE DÉGIVRAGE****GÉNÉRALITÉS**

1. L'avion est équipé d'un circuit d'air chaud à commande électrique pour l'antigivrage réacteur et le dégivrage pare-brise, ainsi que de réchauffeurs électriques pour l'antigivrage du détecteur d'angle d'attaque et du tube Pitot. L'air chaud utilisé à ces fins est prélevé sur le compresseur du réacteur. Pour tout renseignement sur le système de prélèvement d'air, voir la [Partie 2](#). Le système d'antigivrage est conçu avant tout pour empêcher l'accumulation de glace et non pour enlever la glace accumulée. Par conséquent, il est mis en marche dès qu'on rencontre des conditions givrantes.

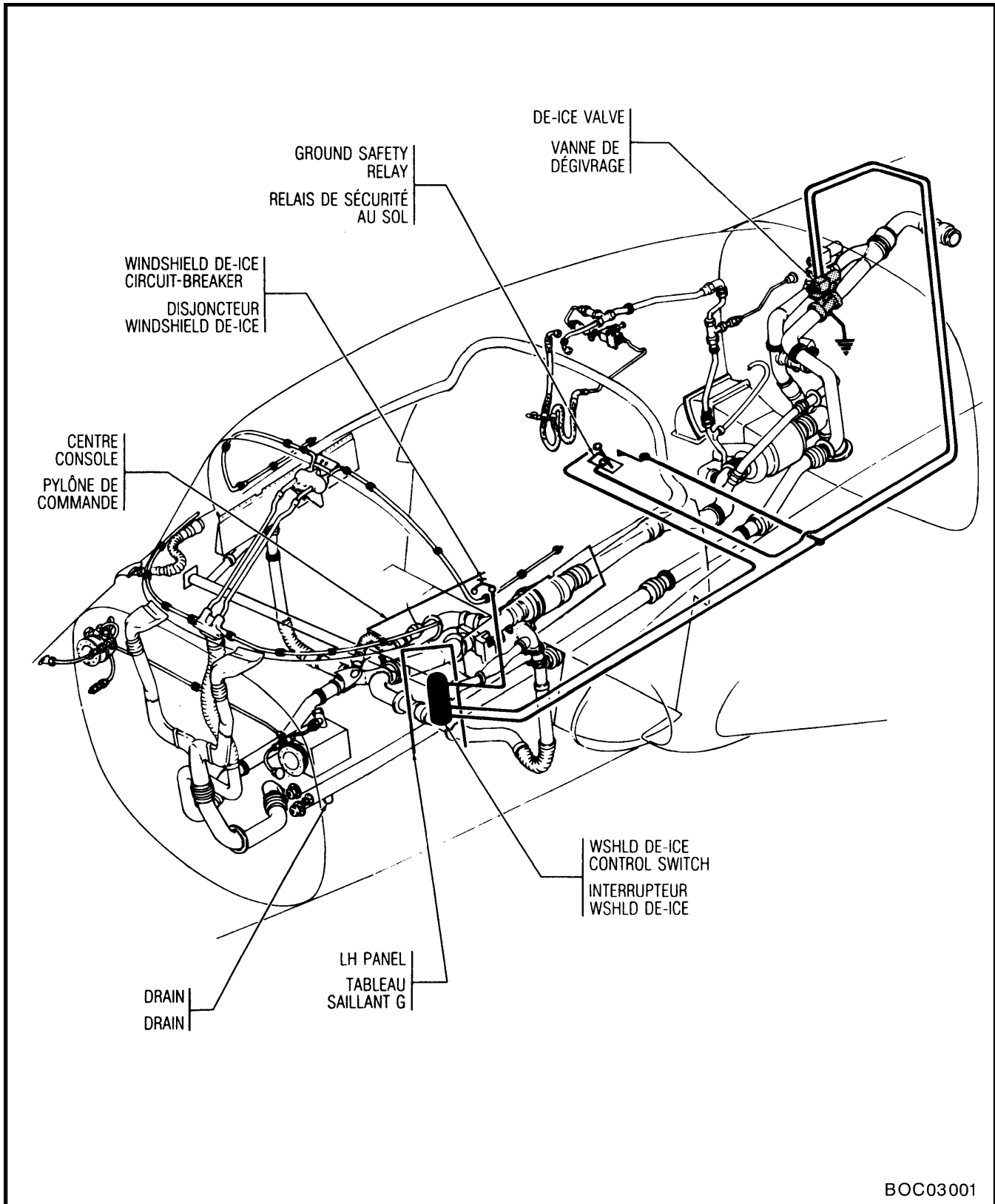
ANTIGIVRAGE RÉACTEUR

2. Le réacteur est équipé d'une électrovanne d'antigivrage qui est désexcitée quand l'interrupteur ENG ANTI-ICE est mis sur ON. Ceci permet à l'air chaud de passer dans le collecteur du carter avant pour assurer l'antigivrage des traverses du carter avant, des aubes de guidage d'admission et du cône d'admission. L'air est ensuite déchargé dans l'admission du compresseur. Pour tout renseignement sur l'antigivrage réacteur, voir C-14-165-000/MF-000.

DÉGIVRAGE PARE-BRISE

3. Le circuit de dégivrage pare-brise permet, en conditions givrantes, le dégagement d'une partie du pare-brise devant les pilotes. Le dégivrage est assuré par un jet d'air prélevé sur le compresseur et amené par un tuyau devant chaque pare-brise. L'air de prélèvement du compresseur est acheminé par des gaines vers deux sorties situées de chaque côté du pare-brise. Chaque sortie est un moulage en alliage d'aluminium fixé à l'extrémité de la gaine de sortie et monté au moyen de trois vis à la partie avant de l'avion, de chaque côté de l'axe longitudinal à FS 150, de sorte que l'air chaud est envoyé sur le pare-brise quand il faut dégivrer celui-ci. Pour empêcher l'accumulation d'eau ou la formation de glace dans les conduites de dégivrage pare-brise, un drain a été installé à FS 175. Pour le schéma du circuit de dégivrage pare-brise, voir [figure 3-1](#). Pour le schéma électrique, voir [figure 2-12](#).

4. Le circuit de dégivrage est commandé par un interrupteur à deux positions ON-OFF, situé sur le tableau saillant gauche, et est alimenté par le bus essentiel c.c. Au sol, l'électrovanne de dégivrage est



BOC03001

Figure 3-1 Windshield De-icing System – Schematic
 Figure 3-1 Circuit de dégivrage pare-brise – schéma

energized to close regardless of the switch position. With the aircraft in flight or on jacks with the landing gear extended, setting the ON-OFF switch to ON energizes the valve to the full open position.

OPERATION

5. When the WSHLD DE-ICE control switch is set to OFF, a 28 Vdc is supplied to the close side of the motor in the de-icing shut-off valve. The valve is consequently galvanized to the fully closed position, at which point limit switches in the valve break the circuit and the valve remains closed. When the switch is set to ON the open side of the valve moves to fully open before the limit switches stop valve operation.

WINDSHIELD DE-ICE SYSTEM CIRCUIT CHECKS

6. Perform electrical circuit functional checks of the windshield de-icing systems as follows:

- a. Ensure that the temperature control test box (see [Figure 2-6](#)), or equivalent, is available.
- b. Locate the de-ice valve (see [Figure 2-1](#)) and remove the electrical connector.
- c. Connect the component connector to the appropriate plug on the temperature control test box.

NOTE

Inlet temperature sensor, safety valve and windshield demist valve test box connections are not used during this test.

- d. Set test box OVERHEAT SWITCH to NORMAL.
- e. Pull out circuit-breakers marked WINDSHIELD DE-ICE, and WINDSHIELD DEMIST.
- f. Energize the 28 Vdc ground power electrical system (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-1).
- g. Carry out functional check as indicated in [Figure 3-2](#).

excitée de façon à être fermée quelle que soit la position de l'interrupteur. Quand l'avion est en vol, ou sur vérins avec le train sorti, le fait de mettre l'interrupteur sur ON excite l'électrovanne en position grand ouverte.

FUNCTIONNEMENT

5. Quand l'interrupteur WSHLD DE-ICE est mis sur OFF, une tension de 28 V c.c. est envoyée au côté fermeture du moteur de l'électrovanne de dégivrage, qui se ferme alors complètement. À ce moment, des contacteurs de fin de course situés dans le robinet ouvrent le circuit de sorte que la vanne demeure fermée. Quand l'interrupteur est mis sur ON, le côté ouverture de la vanne passe à la position entièrement ouverte avant que les contacteurs de fin de course arrêtent le fonctionnement de la vanne.

VÉRIFICATION DU CIRCUIT DE DÉGIVRAGE PARE-BRISE

6. Pour vérifier les circuits électriques de dégivrage pare-brise, procéder comme suit :

- a. S'assurer qu'on dispose du boîtier d'essai de régulation de température ([figure 2-6](#)) ou d'un équivalent.
- b. Trouver la vanne de dégivrage (voir [figure 2-1](#)) et enlever le connecteur électrique.
- c. Brancher le connecteur du composant à la prise appropriée sur le boîtier d'essai de régulation de température.

NOTA

Les bornes du boîtier d'essai pour le capteur de température d'entrée d'air, la soupape de sûreté et la vanne de désembuage pare-brise ne sont pas utilisées pendant l'essai.

- d. Mettre le sélecteur OVERHEAT SWITCH du boîtier d'essai sur NORMAL.
- e. Désenclencher les disjoncteurs WINDSHIELD DE-ICE et WINDSHIELD DEMIST.
- f. Mettre sous tension le groupe de parc de 28 V c.c. (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-1).
- g. Effectuer la vérification de fonctionnement donnée à la [figure 3-2](#).

Step Étape	Aircraft Switches Commutateurs de l'avion					Check Vérification
	Air Cond Master Interr. princ. cond. d'air	Temp. Control Sélecteur de régulation température	Temp. Selector Sélecteur de température	WSHLD DE-ICE	WSHLD & CANOPY DEMIST	
1	NORMAL	OFF	Any position Toute position	OFF	OFF	Air issues from side and foot outlets. L'air sort des bouches sur les côtés et aux pieds.
2	NORMAL	AUTO	HOT	OFF	OFF	Air temperature increases. La température de l'air aug- mente.
3	NORMAL	AUTO	COLD	OFF	OFF	Air temperature decreases. La température de l'air diminue.
4	NORMAL	MANUAL HOT	Any position Toute position	OFF	OFF	Air temperature increases. La température de l'air aug- mente.
5	NORMAL	MANUAL COLD	Any position Toute position	OFF	OFF	Air temperature decreases. La température de l'air diminue.
6	DUMP	AUTO	Any position Toute position	OFF	OFF	Airflow ceases.. Le débit d'air s'arrête.
7	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	OFF	ON	Air flows from canopy and windshield outlets. L'air sort des orifices verrière et pare-brise.
8	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	ON	OFF	No air flows from de-ice nozzles. Aucun débit d'air aux orifices de dégivrage.

Figure 3-2 (Sheet 1 of 2) De-icing System Check List
 Figure 3-2 (feuille 1 de 2) Liste de vérification du circuit de dégivrage

Step Étape	Aircraft Switches Commutateurs de l'avion					Check Vérification
	Air Cond Master Interr. princ. cond. d'air	Temp. Control Sélecteur de régulation température	Temp. Selector Sélecteur de température	WSHLD DE-ICE	WSHLD & CANOPY DEMIST	
9	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	O'RIDE	OFF	<p>CAUTION</p> <p>Leave switch in O'RIDE only long enough to check for air flow.</p> <p>Air flows from nozzles.</p> <p>ATTENTION</p> <p>Laisser l'interrupteur sur O'RIDE le temps de vérifier le passage de l'air seulement.</p> <p>L'air sort des orifices de dégivrage.</p>
10	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	OFF	OFF	<p>No air flows from de-ice nozzles.</p> <p>L'air ne sort plus des orifices de dégivrage.</p>
11	<p>CAUTION</p> <p>ZONE 2 COOLING circuit-breaker must be opened first.</p> <p>Open ZONE 2 COOLING and GND SAFETY circuit-breakers, in that order.</p> <p>ATTENTION</p> <p>Le disjoncteur ZONE 2 COOLING doit être désenclenché en premier.</p> <p>Enclencher les disjoncteurs ZONE 2 COOLING et GND SAFETY dans cet ordre.</p>					
12	NORMAL	AUTO	Any position Toute position	ON	OFF	<p>Air flows from nozzles.</p> <p>L'air sort des orifices.</p>
13	<p>Close GND SAFETY and ZONE 2 COOLING circuit-breakers.</p> <p>Désenclencher les disjoncteurs GND SAFETY et ZONE 2 COOLING.</p>					<p>Airflow ceases.</p> <p>L'air ne sort plus.</p>

Figure 3-2 (Sheet 2 of 2) De-icing System Check List
 Figure 3-2 (feuille 2 de 2) Liste de vérification du circuit de dégivrage

- h. Remove test box and replace all connectors on respective components.
- i. Disconnect ground power.

PITOT TUBE AND STALL WARNING LIFT TRANSDUCER ANTI-ICING

7. Both the pitot tube and the stall warning lift transducer located on the right wing leading edge are electrically heated to prevent ice formation. One ON/OFF switch located on the LH facia panel controls both heaters. This switch locks in either the ON or the OFF position, and the toggle must be pulled to unlock the switch. Power is provided by the 28 Vdc No. 1 essential bus through a 15-ampere circuit-breaker located on the centre console circuit-breaker panel. The electrical schematic of this anti-icing circuit is part of [Figure 2-13](#).

FUNCTIONAL CHECK OF PITOT TUBE AND LIFT TRANSDUCER ANTI-ICE HEATERS

- 8. To perform a functional check of the pitot tube and the lift transducer heaters, proceed as follows:
 - a. Energize the No. 1 essential dc bus (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-1).
 - b. Check that the circuit-breaker marked A/I PITOT & STALL WARN switch on the centre console circuit-breaker panel is pushed in.
 - c. Set the PITOT & STALL WARN A/I switch on the LH facia to ON (switch will not move out of position unless toggle is pulled out).



Do not permit the heaters to remain on for periods over 1 minute.

- d. Check that the pitot tube is heating and the transducer heater is not.
- e. When the pitot tube becomes warm, set the PITOT & STALL WARN A/I switch to OFF.

- h. Enlever le boîtier d'essai et rebrancher tous les connecteurs sur les composants respectifs.
- i. Couper l'alimentation électrique de parc.

ANTIGIVRAGE DU TUBE PITOT ET DU DÉTECTEUR DE PORTANCE DE L'AVERTISSEUR DE DÉCROCHAGE

7. Le tube Pitot et le détecteur de portance de l'avertisseur de décrochage sont tous deux montés sur le bord d'attaque de l'aile droite et sont chauffés électriquement pour empêcher la formation de glace. Un interrupteur ON-OFF, situé sur le tableau saillant gauche, commande les deux réchauffeurs. L'interrupteur se verrouille en position ON ou OFF, et il faut le tirer pour le déverrouiller. L'alimentation est fournie par le bus de 28 V c.c. essentiel n° 1, via un disjoncteur de 15 ampères situé sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande. Le schéma électrique du circuit d'antigivrage est donné à la [figure 2-13](#).

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DES RÉCHAUFFEURS DU TUBE PITOT ET DU DÉTECTEUR DE PORTANCE

- 8. Pour effectuer une vérification de fonctionnement des réchauffeurs du tube Pitot et du détecteur de portance, procéder comme suit :
 - a. Mettre le bus c.c. essentiel n° 1 sous tension (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-1).
 - b. Vérifier que le disjoncteur A/I PITOT & STALL WARN, situé sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande, est enclenché.
 - c. Mettre l'interrupteur PITOT & STALL WARN A/I du tableau saillant gauche sur ON. (L'interrupteur ne changera pas de position à moins d'être tiré.)



Ne pas laisser les réchauffeurs en marche pendant plus 1 minute.

- d. Vérifier que le tube Pitot se réchauffe et que le détecteur ne se réchauffe pas.
- e. Quand le tube Pitot devient chaud, mettre l'interrupteur PITOT & STALL WARN A/I sur OFF.

• • • • •
 • CAUTION •
 • • • • •

Before proceeding with the transducer functional check, ensure that undercarriage ground safety locking pins are installed (see [C-12-114-0A0/MF-001](#)).

- f. Pull out the circuit-breaker marked GND SAFETY located in relay compartment nose section. Set the PITOT & STALL WARN A/I switch to ON.
- g. Ensure that the lift transducer heats.
- h. Push in the GND SAFETY circuit-breaker and set the PITOT & STALL WARN A/I switch to OFF.
- i. De-energize the No. 1 dc essential bus.

• • • • •
 • ATTENTION •
 • • • • •

Avant de faire une vérification de fonctionnement du détecteur, s'assurer que les goupilles de sécurité au sol du train d'atterrissage sont en place (voir [C-12-114-0A0-MF/001](#)).

- f. Désenclencher le disjoncteur GND SAFETY situé sur le panneau disjoncteurs du compartiment avant. Mettre l'interrupteur PITOT & STALL WARN A/I sur ON.
- g. S'assurer que le détecteur d'angle d'attaque se réchauffe.
- h. Enclencher le disjoncteur GND SAFETY et mettre l'interrupteur PITOT & STALL WARN A/I sur OFF.
- i. Mettre le bus c.c. essentiel n° 1 hors tension.

PART 4

OXYGEN SYSTEM

GENERAL

DESCRIPTION

1. A high pressure gaseous oxygen system with reduced pressure distribution provides each pilot with oxygen on demand at altitude or in emergency cases (see [Figures 4-1](#) and [4-2](#)). Two high pressure oxygen cylinders with a total capacity of 1246 litres of gaseous oxygen are installed in the system and each pilots seat is equipped with a bail-out oxygen bottle.

2. The system can be divided functionally into a high pressure section and a low pressure section. The high pressure section consists of two high pressure oxygen cylinders equipped with automatic opening valves, a common filler connection, two check valves, a system pressure gauge and a system pressure regulator valve. High pressure tubing and fittings are used throughout the high pressure portion of the system, which is designed to operate at 12 410 kPa (1800 psi). The low pressure section incorporates two diluter-demand oxygen regulators (one for each pilot), two union (one for each seat) and two stowage plugs. The low pressure portion of the system employs standard tubes, hoses and fittings and operates at a nominal 485 kPa (70 psi). The diluter-demand oxygen regulators are connected to the system with unions.

3. If the oxygen system has been allowed to empty, it must be purged in accordance with C-22-283-000/MS-000 before being recharged for service.

OPERATION

4. The bottles and the high pressure system are filled with gaseous oxygen through a common filler valve. Check valves, one for each bottle, control the direction of flow and prevent back-up of pressure to the filler valve and the opposite bottle. A gauge on the instrument panel indicates the oxygen pressure in the system. For Snowbird aircraft only, the oxygen gauge is on the RH facia panel.

PARTIE 4

CIRCUIT D'OXYGÈNE

GÉNÉRALITÉS

DESCRIPTION

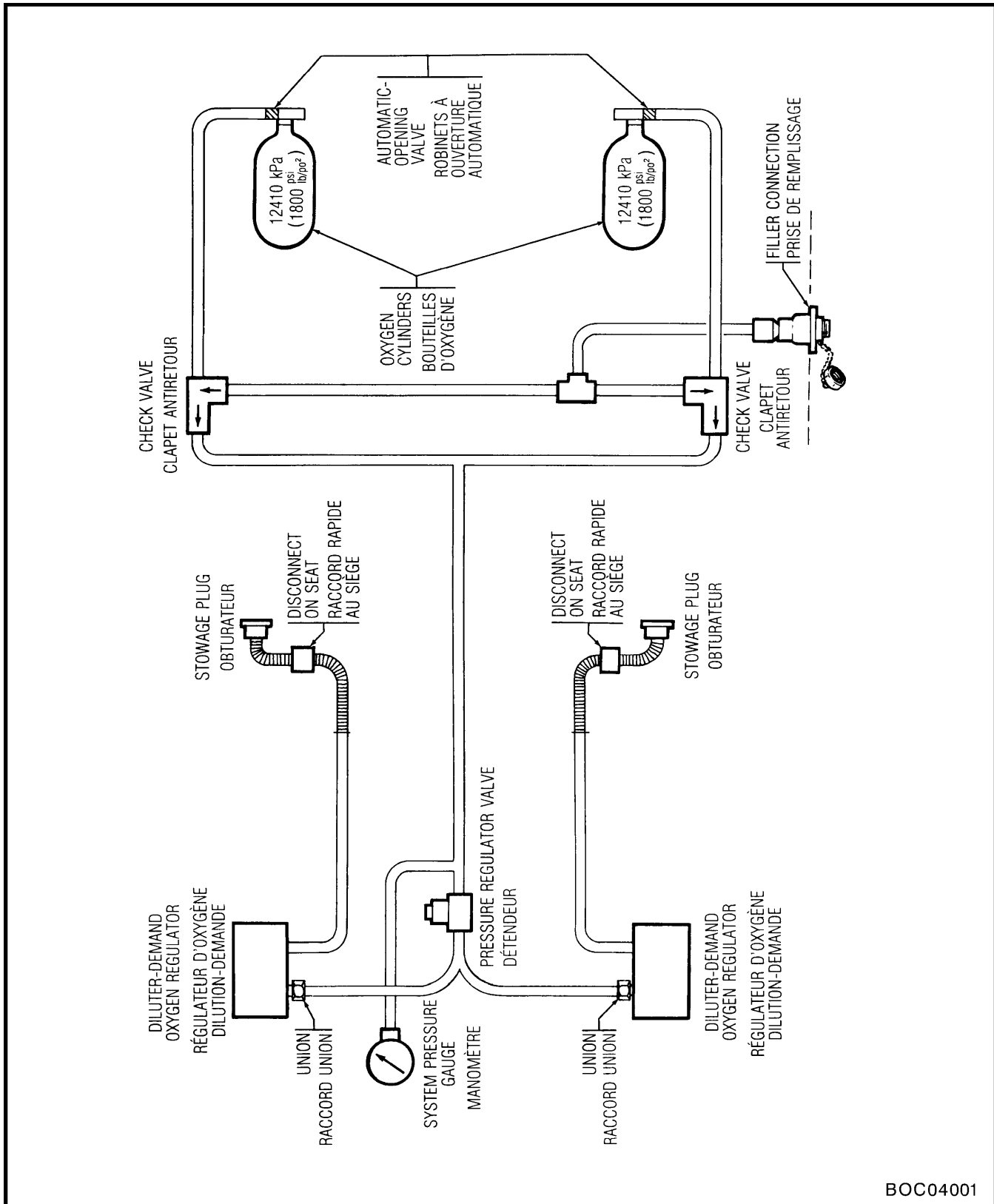
1. Un circuit d'oxygène gazeux haute pression, à distribution à pression réduite fournit à chaque pilote de l'oxygène à la demande en altitude ou en cas d'urgence (voir [figures 4-1](#) et [4-2](#)). Le circuit comprend deux bouteilles d'oxygène gazeux haute pression d'une capacité totale de 1246 litres. De plus, chaque siège pilote est équipé d'une bouteille d'oxygène pour l'éjection.

2. Le circuit peut être divisé d'une façon fonctionnelle en une partie haute pression et une partie basse pression. La partie haute pression comprend deux bouteilles d'oxygène haute pression équipées de robinets à ouverture automatique, d'une prise de remplissage commune, de deux clapets antiretour, d'un manomètre, et d'un détendeur. Des raccords et tuyaux haute pression sont utilisés pour toute la partie haute pression du circuit, qui est conçue pour fonctionner à 12 410 kPa (1800 lb/po²). La partie basse pression comprend deux régulateurs d'oxygène à dilution à la demande (un pour chaque pilote), deux raccords union (un pour chaque siège) et deux obturateurs. La partie basse pression du circuit est composée de tubes, de tuyaux souples et de raccords standard, et fonctionne à une pression nominale de 485 kPa (70 lb/po²). Les régulateurs d'oxygène à dilution à la demande sont branchés au circuit par des raccords union.

3. Si le circuit d'oxygène est vidé, il doit être purgé conformément à C-22-283-000/MS-000 avant d'être rechargé de nouveau.

FONCTIONNEMENT

4. Les bouteilles et le circuit haute pression sont remplis d'oxygène gazeux au moyen d'un robinet de remplissage commun. Les clapets antiretour, un par bouteille, commandent le sens de l'écoulement du gaz et empêchent les contre-pressions vers le robinet de remplissage et l'autre bouteille. Un manomètre sur le tableau de bord indique la pression d'oxygène dans le circuit. Pour les avions Snowbird seulement, le manomètre est situé sur le tableau saillant droit.



BOC04001

Figure 4-1 Oxygen System – Schematic
 Figure 4-1 Circuit d'oxygène – schéma

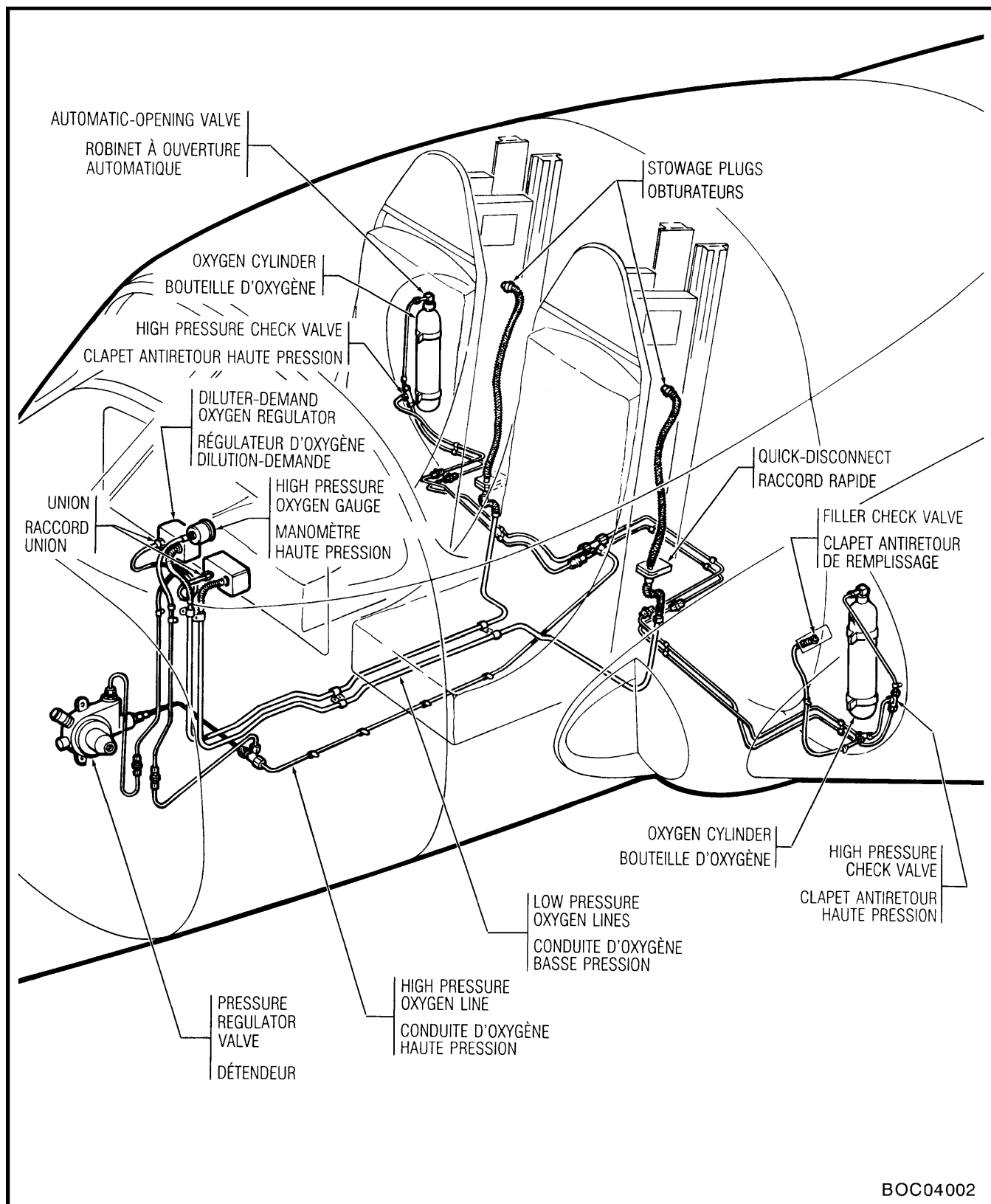


Figure 4-2 Oxygen System – Component Location
Figure 4-2 Circuit d'oxygène – emplacement des composants

5. The pressure regulating valve reduces the pressure from 12 410 to 485 kPa (1800 to 70 psi). From the pressure regulating valve, the system connects to each pilot diluter-demand oxygen regulator which automatically supplies the proper mixture of air and oxygen to the pilot.

NOTE

The system should be replenished before flight.

OXYGEN SYSTEM COMPONENTS

COMPONENT LOCATION

6. For a list of components of the oxygen system and their location, see [Figure 4-3](#).

OXYGEN CYLINDER

7. The two high pressure oxygen cylinders, when fully charged to 12 410 kPa (1800 psi), each have a capacity of 623 litres. An automatic opening valve on the cylinder allows for installation and removal of a fully or partly charged cylinder without loss of gas. The cylinders are retained in their mounting brackets by two hose clamps. For further information on oxygen cylinders, see C-22-283-000/MS-000.

CHECK VALVES

8. The high-pressure oxygen filler connector check valve and the high-pressure oxygen check valves may be repaired at unit level. For information on the refurbishing kit for the high-pressure oxygen filler connector check valve, see C-22-010-010/CS-023, and for information on the refurbishing kit for the high-pressure oxygen check valve, see C-22-284-000/CS-001.

HIGH PRESSURE OXYGEN GAUGE

9. The high pressure oxygen gauge is a Bourdon-tube type instrument that registers oxygen cylinder pressure up to 13,790 kPa (2000 psi). Because of the delicate nature of the instrument, overhaul is limited. For further information and for test procedure, see C-22-232-000/MS-000.

5. Le détendeur réduit la pression de 12 410 à 485 kPa (1800 à 70 lb/po²). Après le détendeur, le circuit se branche à chaque régulateur d'oxygène à dilution à la demande, qui fournit automatiquement le mélange approprié d'air et d'oxygène au pilote.

NOTA

Le circuit doit être rempli avant le vol.

COMPOSANTS DU CIRCUIT D'OXYGÈNE

EMPLACEMENT DES COMPOSANTS

6. Pour la liste des composants du circuit et leur emplacement, voir [figure 4-3](#).

BOUTEILLES D'OXYGÈNE

7. Les deux bouteilles d'oxygène, quand elles sont entièrement chargées à 12 410 kPa (1800 lb/po²), ont chacune une capacité de 623 litres. Un robinet à ouverture automatique sur la bouteille permet l'installation et la dépose des bouteilles complètement ou partiellement chargées sans perte d'oxygène. Les bouteilles sont retenues dans leur support de montage au moyen de colliers. Pour tout renseignement sur les bouteilles d'oxygène, voir C-22-283-000/MS-000.

CLAPETS ANTIRETOUR

8. Le clapet antiretour de la prise de remplissage d'oxygène haute pression et les clapets antiretour d'oxygène haute pression peuvent être réparés à l'échelon de l'unité. Pour tout renseignement sur le nécessaire de remise en état du clapet antiretour de la prise de remplissage d'oxygène haute pression, voir C-22-010-010/CS-023, et pour tout renseignement sur le nécessaire de remise en état du clapet antiretour d'oxygène haute pression, voir C-22-284-000/CS-001.

MANOMÈTRE D'OXYGÈNE HAUTE PRESSION

9. Le manomètre d'oxygène haute pression est un instrument à tube de Bourdon qui enregistre la pression de la bouteille d'oxygène jusqu'à 13 790 kPa (2000 lb/po²). Étant donné la nature délicate de l'instrument, les possibilités de révision sont limitées. Pour tout renseignement sur le manomètre et pour sa méthode d'essai, voir C-22-232-000/MS-000.

Component Composant	Location Emplacement
Oxygen cylinder Bouteille d'oxygène	Port and starboard engine intake fairing, FS 226 Carénage d'entrée d'air réacteur, droite et gauche, à FS 226
High pressure oxygen filler connector check valve Clapet antiretour de la prise remplissage d'oxygène haute pression	Upper port wing fillet, forward of oxygen cylinder Congé d'aile supérieur droit, en avant de la bouteille d'oxygène
High pressure oxygen check valve Clapet antiretour d'oxygène haute pression	Port and starboard engine intake fairing, FS 220 Carénage d'entrée d'air réacteur, droite et gauche, à FS 220
High pressure oxygen gauge Manomètre d'oxygène haute pression	Pilot instrument panel Tableau de bord
Pressure regulator valve Détendeur	Below floor at FS 161 Sous le plancher, à FS 161
Diluter demand oxygen regulator Régulateur d'oxygène dilution-demande	Pilot instrument panel Tableau de bord

Figure 4-3 Oxygen System – Table of Main Components and Location

Figure 4-3 Tableau des principaux composants du circuit d'oxygène et de leur emplacement

OXYGEN PRESSURE REDUCTION VALVE

10. The oxygen pressure reduction valve is a pressure reducing mechanism used to reduce a 13 800 kPa (2000 psi) oxygen source to 480 to 520 kPa (70 to 75 psi) for oxygen breathing equipment usage. This valve is to be functionally tested every periodic inspection. The oxygen reduction valve does not require servicing. Repair of a defective reduction valve should be done at a qualified overhaul depot only. For further information on the oxygen reduction valve, see C-22-227-000/MS-000.

OXYGEN PRESSURE REDUCTION VALVE – FUNCTIONAL CHECK

11. To test the oxygen pressure reduction valve for correct functioning, proceed as follows:

- a. Remove the oxygen regulator.
- b. Connect test gauge to female disconnect.
- c. Ensure that pressure reading is 450 to 520 kPa (65 to 75 psi). If pressure is not within tolerance, adjust as follows: remove name plate, Part No. 27665, and turn adjusting screw, Part No. 27668-1, to obtain desired pressure (see C-22-227-000/MS-000). Re-install name plate using white glue, NSN 8040-21-561-1968.
- d. Remove test gauge.
- e. Install the oxygen regulator.

DILUTER-DEMAND OXYGEN REGULATOR

12. Two pressure breathing diluter-demand oxygen regulators are mounted on the instrument panel to deliver the correct oxygen/air mixture to each pilot. For further information on the regulator, see C-22-203-000/MS-000.

SAFETY PRECAUTIONS

13. The following safety precautions must be observed when servicing the oxygen system:

- a. The aircraft must be in a well-ventilated area.
- b. All electrical switches must be off and no power connected to the aircraft.

DÉTENDEUR D'OXYGÈNE

10. Le détendeur d'oxygène est un dispositif qui réduit la pression de l'oxygène de 13 800 kPa (2000 lb/po²) à une valeur de 480 à 520 kPa (70 à 75 lb/po²) pour utilisation comme oxygène à respirer. Le détendeur doit faire l'objet d'un essai de fonctionnement à chaque inspection périodique. Le détendeur d'oxygène ne nécessite aucun entretien, mais s'il est endommagé, il doit être réparé par un atelier de révision qualifié seulement. Pour tout renseignement sur le détendeur d'oxygène, voir C-22-227-000/MS-000.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU DÉTENDEUR D'OXYGÈNE

11. Pour la vérification de fonctionnement du détendeur d'oxygène, procéder comme suit :

- a. Enlever le régulateur d'oxygène.
- b. Brancher un manomètre d'essai au connecteur femelle.
- c. S'assurer que l'indication de pression se trouve entre 450 et 520 kPa (65 et 75 lb/po²). Si la pression est hors tolérances, régler comme suit : enlever la plaque signalétique, n° de pièce 27665, et tourner la vis de réglage, n° de pièce 27668-1, jusqu'à l'obtention de la pression voulue (voir C-22-227-000/MS-000). Remettre en place la plaque signalétique avec de la colle blanche, NNO 8040-21-561-1968.
- d. Enlever le manomètre d'essai.
- e. Poser le régulateur d'oxygène.

RÉGULATEUR D'OXYGÈNE DILUTION-DEMANDE

12. Les deux régulateurs dilution-demande d'oxygène à respirer sont montés sur le tableau de bord et fournissent un mélange approprié d'air et d'oxygène à chaque pilote. Pour tout renseignement sur ces régulateurs, voir C-22-203-000/MS-000.

MESURES DE SÉCURITÉ

13. Les précautions suivantes doivent être respectées lors de l'entretien du circuit d'oxygène :

- a. L'avion doit être dans un endroit bien aéré.
- b. Tous les interrupteurs électriques doivent être à la position arrêt et l'avion ne doit être relié à aucune source d'alimentation.

- c. The aircraft must be grounded.
- d. No heat source such as smoking, the use of an open flame, etc, is permitted in the vicinity during servicing.
- e. Ensure that no radar or high frequency radio equipment is operated in the servicing area.
- f. Oxygen must not be brought into contact with fuel, oil, grease or any other petroleum-base substance. Violent and uncontrollable combustion may occur.

MAINTENANCE PRECAUTIONS

14. When servicing the oxygen system, the following precautions must be observed:

WARNING

The oxygen bottles are equipped with automatic opening valves which pressurize the system immediately when the bottles are installed. To avoid injury to personnel, ensure that all lines and components are connected before the bottles are installed.

- a. Use only breathing oxygen (Figure 1-2, Item 4) for testing the oxygen system and its components and for blowing out pipelines.
- b. Use approved leak detecting compound (Figure 1-2, Item 2) when checking for leaks.
- c. Do not disconnect pipe lines or any components while the system is under pressure.
- d. Drain the system before carrying out repairs or replacement at any point between the oxygen bottles and the diluter-demand regulators. For draining procedures, see Paragraph 16.
- e. When tightening loose connections to stop leakage, do not overtorque. If, after applying maximum allowable torque (see Paragraph 15) the connection is still leaking, the parts are unserviceable and new parts must be installed.

- c. L'avion doit être mis à la terre.
- d. Aucune source de chaleur telle que cigarette allumée, flamme nue, etc, n'est permise dans le voisinage de l'avion.
- e. S'assurer qu'il n'y a aucun équipement radar ou radio haute fréquence en marche dans la zone d'entretien.
- f. L'oxygène ne doit pas être mis en contact avec du carburant, de l'huile, de la graisse ou toute autre substance à base de pétrole. Une combustion violente et incontrôlable peut en résulter.

MESURES DE SÉCURITÉ EN MAINTENANCE

14. Les précautions suivantes doivent être respectées lors de la maintenance du circuit d'oxygène :

AVERTISSEMENT

Les bouteilles d'oxygènes sont équipées de robinets à ouverture automatique qui assurent la pressurisation immédiate du système une fois qu'elles sont installées. Pour éviter des blessures, s'assurer que toutes les conduites et tous les composants sont reliés au circuit avant d'installer les bouteilles.

- a. N'utiliser que de l'oxygène à respirer (figure 1-2, article 4) pour l'essai du circuit et de ses composants ou pour purger les conduites.
- b. Utiliser un produit d'essai d'étanchéité approprié (figure 1-2, article 2) pour la détection des fuites.
- c. Ne pas débrancher les conduites ni les autres composants quand le circuit est sous pression.
- d. Purger le circuit avant d'effectuer des réparations ou des remplacements en un point quelconque entre les bouteilles d'oxygène et les régulateurs dilution-demande. Pour la méthode de vidange, voir paragraphe 16.
- e. Quand on resserre les raccords pour arrêter des fuites, ne pas trop serrer. Si après avoir été serré au couple maximum permis (voir paragraphe 15), le raccord continue de fuir, les pièces sont défectueuses et doivent être remplacées par des pièces neuves.

15. When connecting oxygen tubing, observe the following:

- a. No sealing compound is to be used on straight-thread fittings, on coupling sleeves, or on the outside of tubing flares. On male tapered fittings, use tape [Figure 1-2](#), Item 5.
- b. Before making a connection, press flare and cone tightly together, making sure that the line and fitting are correctly aligned.
- c. All threaded connections must be started by hand until fingertight. For final torque the following values apply:

PIPE OD mm (in.)	MINIMUM TORQUE N•m (in•lb)	MAXIMUM TORQUE N•m (in•lb)
DIAM EXT TUYAU mm (po)	COUPLE MINIMUM N•m (po•lb)	COUPLE MAXIMUM N•m (po•lb)
4.75 (3/16)	4.5 (40)	5.6 (50)
7.9 (5/16)	6.8 (60)	9.0 (80)
9.5 (3/8)	8.5 (75)	14.1 (125)
12.7 (1/2)	16.9 (150)	28.2 (250)

- d. If a torque wrench is not available, tighten 1/2 turn beyond hand tightness on new fittings and 1/3 turn on fittings which have been used before. Do not overtorque.
- e. Disconnected pipe lines and fittings must be capped with clean threaded metal caps.

OXYGEN SYSTEM DRAINING

16. To drain the oxygen system, proceed as follows:

- a. Insert oxygen draining plugs into the breathing hoses (see [Figure 4-4](#)).

15. Pour brancher la tuyauterie d'oxygène observer les précautions suivantes :

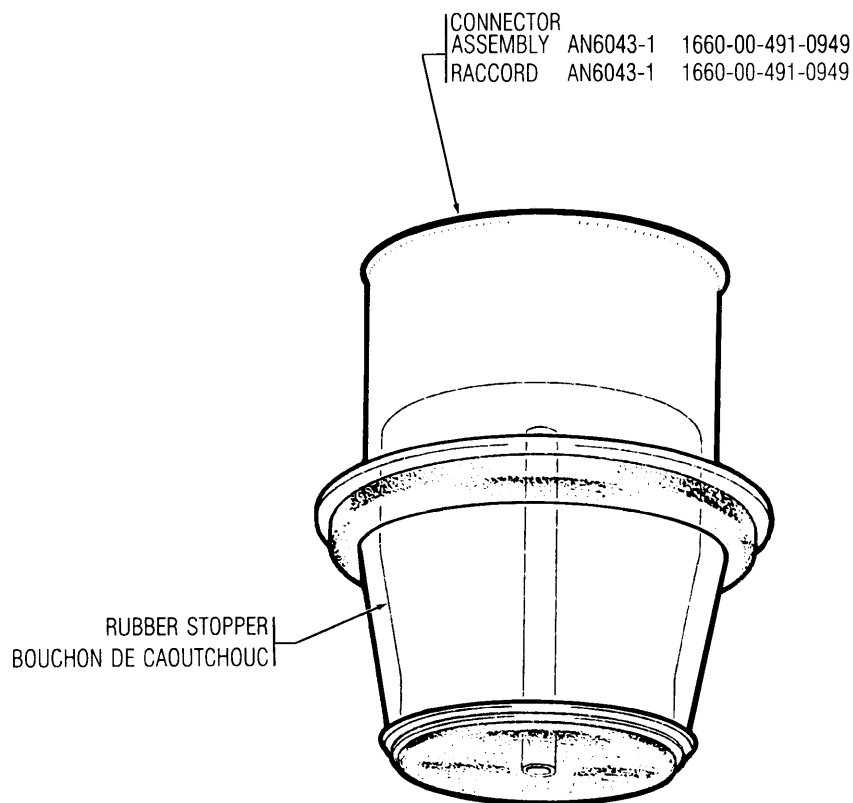
- a. Aucun composé d'étanchéité ne doit être utilisé sur les raccords à filetage droit, sur les manchons d'accouplement, ou sur l'extérieur des évasements de tuyaux. Sur les raccords évasés mâles, utiliser du ruban, [figure 1-2](#), article 5.
- b. Avant de faire un branchement, enfoncer l'évasement et le cône l'un dans l'autre et s'assurer que la garniture et le raccord sont bien alignés.
- c. Tous les branchements filetés doivent être amorcés et serrés à la main. Serrer ensuite aux couples suivants :

- d. Si on ne dispose pas d'une clé dynamométrique, ajouter un demi-tour après avoir serré à fond à la main, pour les raccords neufs, et un tiers de tour pour les raccords qui ont déjà été utilisés. Ne pas trop serrer.
- e. Les conduites et les raccords débranchés doivent être bouchés avec des capuchons métalliques filetés.

PURGE DU CIRCUIT D'OXYGÈNE

16. Pour purger le circuit d'oxygène, procéder comme suit :

- a. Introduire les obturateurs de purge d'oxygène dans les tuyaux de respiration (voir [figure 4-4](#)).



No. 8 DRILL HOLE (5.05 mm (.199 inch diameter))
To be lined with a No. 10 hypodermic needle cut to length.

TROU AU FORET n° 8 (5.05 mm (0.199 po) de diamètre)
dans lequel on introduira une aiguille hypodermique n° 10
coupée à la bonne longueur.

BOC04004

Figure 4-4 Oxygen Draining Plug
Figure 4-4 Bouchon de purge du circuit d'oxygène

- b. Place both diluter-demand regulator toggle switches to TEST MASK and allow the system to drain to zero.

OXYGEN SYSTEM LEAKAGE TEST

17. To carry out an oxygen system leakage test, proceed as follows:



Observe safety precautions in [Paragraph 13](#).

- a. Visually inspect all units, lines and joints in the system for damage or loose connections.
- b. Set the emergency and diluter toggle switches on the pilot and the student pilot diluter-demand oxygen regulator to NORMAL.
- c. Connect the high pressure supply line from the oxygen trailer to the aircraft filler connection and slowly supply oxygen to the aircraft system. Allow the pressure to build up until the aircraft pressure gauge reads 1380 \pm 345 kPa (200 \pm 50 psi). Close off the supply from the oxygen trailer.
- d. Apply leak detector compound ([Figure 1-2](#), Item 2) to quick-disconnect fittings on the LH and RH oxygen cylinders, the supply connections on the pilot and student pilot diluter-demand oxygen regulators, and the line connections. Check that there is no leakage.
- e. Fully charge the system to maximum permissible pressure as per [Figure 4-5](#).
- f. Close the oxygen supply to the aircraft and disconnect the oxygen trailer.
- g. Repeat Step d.
- h. Wipe off all leak detecting compound.
- i. Record the pressure and ambient temperature after the system has been undisturbed for 30 minutes.

- b. Mettre les deux sélecteurs à bascule des régulateurs dilution-demande sur TEST MASK et laisser le circuit se vider au complet.

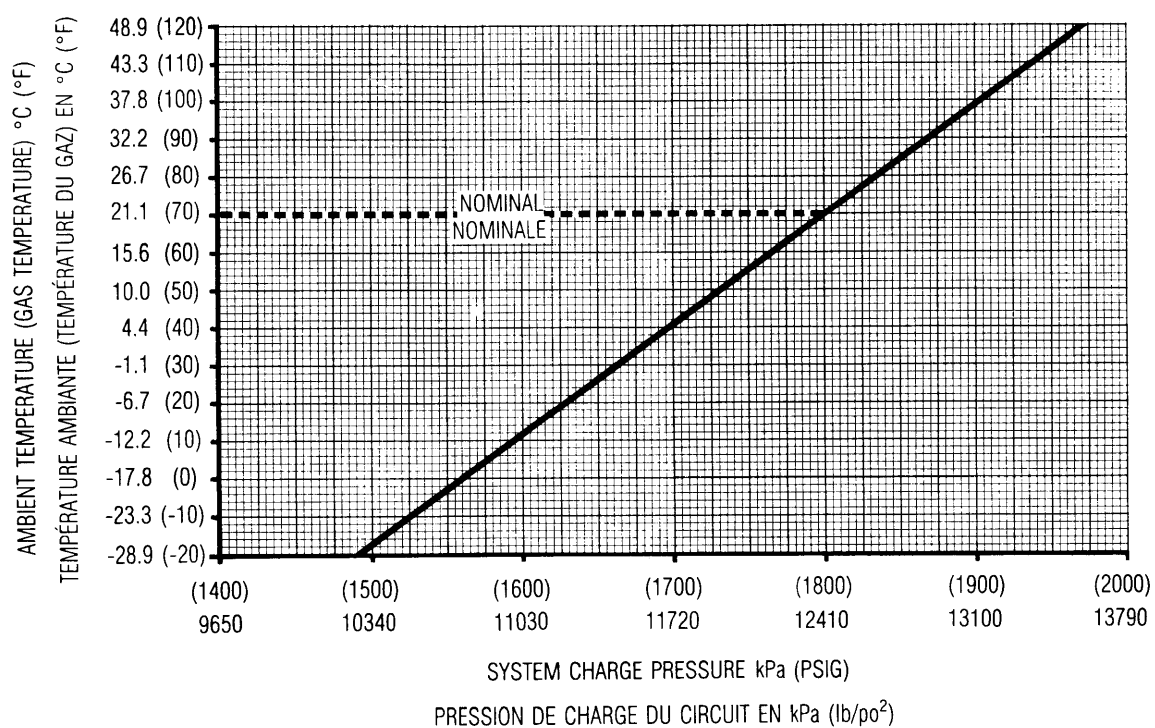
ESSAI D'ÉTANCHÉITÉ DU CIRCUIT D'OXYGÈNE

17. Vérifier l'étanchéité du circuit d'oxygène en appliquant la méthode suivante :



Observer les mesures de sécurité décrites au [paragraphe 13](#).

- a. Vérifier visuellement tous les composants, conduites et joints du circuit pour s'assurer qu'ils ne sont pas abîmés ou lâchement raccordés.
- b. Mettre les sélecteurs à bascule de dilution et de secours des régulateurs d'oxygène dilution-demande de l'instructeur et de l'élève sur NORMAL.
- c. Brancher la conduite d'alimentation haute pression du groupe d'oxygène de parc à la prise de remplissage de l'avion et envoyer doucement l'oxygène dans le circuit de l'avion. Laisser la pression monter jusqu'à ce que le manomètre de l'avion indique 1380 \pm 345 kPa (200 \pm 50 lb/po²). Couper l'alimentation en oxygène provenant du groupe de parc.
- d. Appliquer la solution pour essai d'étanchéité ([figure 1-2](#), article 2) sur les raccords rapides des bouteilles d'oxygène gauche et droite, sur les raccords d'alimentation des régulateurs d'oxygène dilution-demande de l'instructeur et de l'élève et sur les raccords des conduites. Vérifier qu'il n'y a pas de fuite.
- e. Charger le circuit à la pression maximale permise à la [figure 4-5](#).
- f. Couper l'alimentation en oxygène de l'avion et débrancher le groupe de parc.
- g. Reprendre l'étape d.
- h. Essuyer toute trace de solution pour essai d'étanchéité.
- i. Consigner la pression et la température ambiante après que le circuit a été au repos pendant 30 minutes.



BOC04005

Figure 4-5 Pressure/Ambient Temperature Chart
 Figure 4-5 Graphique – pression en fonction de la température ambiante

- j. Record the pressure and ambient temperature after the system has been undisturbed for 4 hours. There should be no difference in the pressure gauge reading except for that caused by temperature change (see [Figure 4-5](#)).
- k. After the system has been undisturbed for 12 hours, the maximum leakage must not exceed 276 kPa (40 psi).
- l. Repeat [Steps e and f](#).
- m. Post signs that the aircraft system is charged.

FUNCTIONAL CHECK OF DILUTER-DEMAND OXYGEN REGULATOR

18. To check that the diluter-demand oxygen regulators operate correctly, proceed as follows:

NOTE

This test will check one regulator only and must be repeated for the other regulator.

- a. Set the emergency toggle switch to NORMAL and the diluter toggle switch to NORMAL OXYGEN. Check that the oxygen FLOW window stays black, indicating that there is no flow from the breathing tube.
- b. Hold the emergency toggle switch in the TEST MASK position for 10 seconds and check that the white marker appears in the window on the regulator, indicating a continuous flow. Release the toggle switch and check that it springs back to NORMAL. Repeat the spring return test several times to ensure that it returns completely to NORMAL and that there is no sign of sticking.
- c. Disconnect one oxygen bottle.
- d. Set emergency toggle switch to EMERGENCY and check for flow of oxygen.
- e. With the emergency toggle switch set to EMERGENCY, check that the time taken for a 1380 kPa (200 psi) pressure drop, using one bottle and one regulator, is not less than 25 seconds.
- f. Connect the disconnected bottle.

- j. Consigner la pression et la température ambiante après que le circuit a été au repos pendant 4 heures. La pression indiquée devrait être la même, sauf pour la différence possible causée par un changement de température (voir [figure 4-5](#)).
- k. Après 12 heures au repos, la perte de charge maximale ne doit pas dépasser 276 kPa (40 lb/po²).
- l. Reprendre les [étapes e et f](#).
- m. Placer des affichettes indiquant que le circuit de l'avion est chargé.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU RÉGULATEUR D'OXYGÈNE DILUTION-DEMANDE

18. Pour vérifier le bon fonctionnement des régulateurs d'oxygène dilution-demande, procéder comme suit :

NOTA

L'essai permet de vérifier un régulateur seulement et doit être répété pour l'autre.

- a. Mettre le sélecteur à bascule de secours sur NORMAL et le sélecteur à bascule de dilution sur NORMAL OXYGEN. Vérifier que l'indicateur FLOW reste noir, ce qui signifie qu'il n'y a pas de débit d'oxygène en provenance de tube de respiration.
- b. Maintenir le sélecteur à bascule TEST MASK pendant 10 secondes et vérifier que le repère blanc apparaît dans l'indicateur du régulateur, ce qui témoigne d'un débit continu. Relâcher le sélecteur et vérifier qu'il retourne sur NORMAL. Répéter l'essai du ressort de rappel plusieurs fois pour s'assurer qu'il retourne bien sur NORMAL et qu'il n'y a pas de signe de grippage.
- c. Débrancher une bouteille d'oxygène.
- d. Mettre le sélecteur à bascule de secours sur EMERGENCY et vérifier que l'oxygène s'écoule.
- e. Avec le sélecteur à bascule de secours sur EMERGENCY, vérifier que, avec une bouteille et un régulateur, une chute de pression de 1380 kPa (200 lb/po²) ne prend pas moins de 25 secondes.
- f. Rebrancher la bouteille.

- g. Disconnect the other bottle and repeat [Steps d to f](#) inclusive.
 - h. Place the diluter toggle switch to the 100 per cent OXYGEN position. Connect a test mask and breathe normally. Check that the flow indicator indicates flow on each inhalation and that there is no restriction in breathing.
 - i. Return the diluter toggle switch to NORMAL and repeat Step h.
- g. Débrancher l'autre bouteille et répéter les [étapes d à f](#) inclusivement.
 - h. Mettre le sélecteur à bascule sur 100 pour cent OXYGEN. Brancher un masque d'essai et respirer normalement. Vérifier que l'indicateur FLOW indique un écoulement pour chaque inhalation et que la respiration n'est pas gênée.
 - i. Ramener le sélecteur à bascule de dilution sur NORMAL et répéter l'étape h.

PART 5**FIRE AND
OVERHEAT DETECTION SYSTEMS****GENERAL**

1. The fire and overheat detection systems operate automatically to give immediate visible warning of fire and/or overheating in zones 1 and 2 of the engine compartment. Each system is electrically operated and consists of a control unit and a continuous-wire temperature-sensing element. A test switch, common to both systems, is installed on the instrument panel.

2. A fire in the engine compartment is detected by a combined fire and overheat detection system. This system, and a separate overheat detection system, detect overheat conditions in the engine compartment. The combined fire and overheat detection system is connected to the master warning control system through the annunciator panel FIRE and O/HEAT light capsules and the MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights. The separate overheat detection system is connected to the master warning control system through a second O/HEAT light capsule and the MASTER CAUTION light. Power for the detection systems is obtained from the 28 Vdc essential bus. For electrical schematic, see [Figure 5-4](#).

COMPONENT LOCATION

3. A list of main components of the systems and their location follows:

COMPONENTS	LOCATION
Control units (2)	Nose compartment
Test switch	Instrument panel
Temperature-sensing elements	Engine compartment

SYSTEM OPERATION

4. The control unit of the combined fire and overheat system basically consists of six transistors and three relays; the fire and overheat circuits each utilize three transistors and a relay, while a test circuit utilizes the remaining relay. The fire and

PARTIE 5**SYSTÈMES DE
 DÉTECTION INCENDIE ET SURCHAUFFE****GÉNÉRALITÉS**

1. Les systèmes de détection d'incendie et de surchauffe fonctionnent automatiquement de façon à fournir une alarme visuelle immédiate en cas d'incendie ou de surchauffe dans les zones 1 et 2 du compartiment réacteur. Chaque circuit est actionné électriquement et comprend un boîtier de commande et un élément thermosensible à fil continu. Un poussoir d'essai, commun aux deux circuits, est situé sur le tableau de bord.

2. Un incendie dans le compartiment réacteur est détecté par un circuit combiné de détection incendie et surchauffe. Une surchauffe dans le compartiment réacteur est également détectée par ce circuit, ainsi que par un circuit de détection de surchauffe distinct. Le circuit combiné de détection incendie et surchauffe est relié au système principal d'alarme par l'intermédiaire des voyants FIRE et O/HEAT du panneau annonciateur et par les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION. Le circuit distinct de détection surchauffe est relié au système principal d'alarme par l'intermédiaire d'un deuxième voyant O/HEAT et du voyant MASTER CAUTION. L'alimentation pour les circuits de détection est fournie par le bus 28 V c.c. essentiel. Pour le schéma électrique, voir [figure 5-4](#).

EMPLACEMENT DES COMPOSANTS

3. On trouvera ci-dessous une liste des composants principaux des circuits et de leur emplacement :

COMPOSANTS	EMPLACEMENT
Boîtiers de commande (2)	Compartiment avant
Poussoir d'essai	Tableau de bord
Éléments thermo-sensibles	Compartiment réacteur

FONCTIONNEMENT DES CIRCUITS

4. Le boîtier de commande du circuit combiné détection incendie et surchauffe comprend essentiellement six transistors et trois relais; les circuits d'incendie et de surchauffe utilisent chacun trois transistors et un relais, et un circuit d'essai utilise le

overheat circuits both monitor the resistance to ground of the system temperature-sensing element and, at alarm points determined by external calibrating resistors, actuate individual fire and overheat alarm circuits connected to the master warning control system.

5. The control unit of the separate overheat system consists of a bridge circuit and two relays (see C-17-050-001/MF-000). The bridge circuit has one of the relays in place of the usual meter, and uses this relay to actuate the second relay which controls the warning circuit to the master warning control system. The bridge circuit monitors the resistance to ground of the system temperature-sensing element and actuates an alarm at a point set by an external calibrating resistor.

6. The temperature-sensing portions of the systems are loops of continuous-wire detector cable assemblies. These assemblies are pre-fabricated lengths of special coaxial cable, and they are composed so that an increase in temperature will cause a decrease in resistance between the sheath and centre conductor.

7. When an overheat condition occurs, the resistance of the temperature-sensing detector cables drops. When the resistance reaches the overheat alarm point, both the combined fire and overheat detection system and the separate overheat detection system initiate alarms.

8. In the combined system, the transistor controlling the overheat warning relay is triggered and the warning relay is energized. The warning relay supplies a 28 Vdc to the master warning control system, lighting an annunciator panel O/HEAT light capsule and the MASTER CAUTION light (see [Part 6](#)). This relay also arms the fire warning circuit relay.

NOTE

The overheat relay circuit is delayed to provide a lockout feature for continuous or intermittent short circuits. If a detector cable centre conductor is short circuit to ground, the cable resistance falls through the overheat and fire alarm points at approximately the same time, and the fire warning relay actuates before the overheat warning relay. However, since the fire warning relay alarm circuit is armed through the overheat relay circuit, a fire warning cannot be given. A false overheat warning is also avoided, since the initial ground connection for the overheat

relais restant. Les circuits de détection incendie et surchauffe contrôlent tous deux la résistance à la masse de l'élément thermosensible et, aux points d'alarme déterminés par les résistances d'étalonnage externes, actionnent les circuits d'alarme individuels d'incendie et de surchauffe reliés au système principal d'alarme.

5. Le boîtier de commande du circuit distinct de détection de surchauffe comprend un circuit en pont et deux relais (voir C-17-050-001/MF-000). Le circuit en pont a un des relais à la place du dispositif de mesure habituel et l'utilise pour actionner le second relais, qui commande le circuit d'alarme du système principal d'alarme. Le circuit en pont contrôle la résistance à la masse de l'élément thermosensible et déclenche une alarme en un point établi au moyen d'une résistance d'étalonnage externe.

6. Les éléments thermosensibles du système sont des boucles de câbles de détection à fil continu. Il s'agit de longueurs préfabriquées de câble coaxial spécial d'une composition telle qu'une augmentation de la température entraîne une diminution de la résistance entre la gaine et le conducteur central.

7. Quand il y a surchauffe, la résistance des câbles de détection thermosensibles diminue. Quand la résistance atteint le point d'alarme de surchauffe, le circuit combiné de détection incendie et surchauffe et le circuit distinct de détection surchauffe déclenchent tous deux des alarmes.

8. Dans le circuit combiné, le transistor qui commande le relais d'alarme surchauffe est déclenché et le relais d'alarme est excité. Le relais d'alarme fournit une tension de 28 V c.c. au système principal d'alarme et fait allumer un voyant O/HEAT du panneau annonciateur ainsi que le voyant MASTER CAUTION (voir [Partie 6](#)). Ce relais arme également le relais du circuit d'alarme incendie.

NOTA

Le circuit du relais de surchauffe est temporisé pour permettre le verrouillage en cas de courts-circuits intermittents ou continus. Si un conducteur central du câble de détection entre en court-circuit avec la masse, la résistance du câble tombe au-dessous des points d'alarme de surchauffe et d'incendie à peu près en même temps, et le relais d'alarme incendie est actionné avant le relais d'alarme surchauffe. Cependant, étant donné que le circuit du relais d'alarme incendie est armé via le circuit du relais d'alarme surchauffe, l'alarme incendie ne peut être

warning relay must be made through the contacts of the de-energized fire warning relay.

9. In the separate overheat detection system, the bridge circuit is unbalanced (the temperature-sensing cable is connected in parallel with one leg of the bridge circuit) and current flows to energize the bridge circuit relay. The contacts of this relay close, completing a circuit to energize the warning circuit relay. Contacts of the warning relay close and apply a 28 Vdc to the master warning control system to light an O/HEAT light capsule and the MASTER CAUTION light.

NOTE

When an overheat condition occurs, both overheat detection systems detect this condition and activate the MASTER CAUTION light and the two annunciator panel O/HEAT light capsules. This provides a means of determining whether the alarm is true or false.

10. If the overheat condition should develop into a fire condition, the resistance of the temperature-sensing cable will continue to drop until the fire alarm point is reached. At this point, the combined fire and overheat detection system will initiate a fire alarm; the transistor controlling the fire warning relay is triggered and the warning relay is energized and actuated. The warning relay supplies a 28 Vdc to the master warning control system, illuminating the annunciator panel FIRE light capsule and the MASTER WARNING light. When the temperature returns to normal, all warning relays de-energize and the O/HEAT light capsules, FIRE light capsule, MASTER CAUTION light and MASTER WARNING light are extinguished.

11. Provision is made to test the continuity of the detector cables and the operation of the control units by a FIRE & OVHT TEST switch on the instrument panel.

12. With the separate overheat detector system, the centre conductor of the detector cables is connected to both open and closed contacts of test switch. During normal operation, the closed contacts connect the detector cables into a closed loop. When the test switch is pressed, the open contacts close and connect the centre conductor to ground, thus simulating an overheat condition. The control unit will then operate to illuminate the MASTER CAUTION

émise. Une fausse alarme de surchauffe est également évitée, car la mise à la masse initiale pour le relais d'alarme surchauffe doit être faite via les contacts du relais d'alarme incendie d'exécuté.

9. Dans le circuit distinct de détection de surchauffe, le circuit en pont est déséquilibré (le câble thermosensible est relié en parallèle à une branche du circuit en pont) et le courant circule de façon à exciter le relais du circuit en pont. Les contacts de ce relais se ferment, ce qui ferme un circuit qui excite le relais d'alarme. Les contacts du relais d'alarme se ferment et envoient une tension de 28 V c.c. au système principal d'alarme de façon à allumer un voyant O/HEAT ainsi que le voyant MASTER CAUTION.

NOTA

Quand il y a surchauffe, les deux circuits de détection de surchauffe détectent cette condition et allument le voyant MASTER CAUTION et les deux voyants O/HEAT du panneau annonceur. Ceci permet de déterminer si l'alarme est réelle ou fausse.

10. Si la surchauffe se transforme en incendie, la résistance du câble thermosensible continue à diminuer jusqu'au point d'alarme incendie. Le circuit combiné de détection incendie et surchauffe déclenche alors une alarme incendie; le transistor qui commande le relais d'alarme incendie est déclenché et le relais est excité et actionné. Ce dernier fournit une tension de 28 V c.c. au système principal d'alarme, qui allume le voyant FIRE du panneau annonceur et le voyant MASTER WARNING. Quand la température revient à la normale, tous les relais d'alarme sont désexcités, et les voyants O/HEAT, le voyant FIRE, le voyant MASTER CAUTION et le voyant MASTER WARNING sont éteints.

11. On peut vérifier la continuité des câbles et le fonctionnement des boîtiers de commande au moyen du poussoir FIRE & OVHT TEST situé sur le tableau de bord.

12. Pour le circuit distinct de détection de surchauffe, le conducteur central des câbles de détection est relié à la fois aux contacts ouverts et fermés du poussoir d'essai. En fonctionnement normal, les contacts fermés relient les câbles de détection en une boucle fermée. Quand le poussoir d'essai est enfoncé, les contacts ouverts se ferment et relient le conducteur central à la masse, simulant ainsi une surchauffe. Le boîtier de commande fera

light and an O/HEAT light capsule. When the test switch is released, the system returns to normal with the normally closed contacts again connecting the detector cables into a loop.

13. The combined fire and overheat system operation is verified through the test relay contained in the system control unit. When the test switch is pressed, the test relay is energized and actuated. Contacts of these relays connect the centre conductor of the system detector cable to ground, thus simulating both an overheat and a fire condition. The control unit will react to this simulated condition by illuminating the FIRE and O/HEAT light capsules and the MASTER CAUTION and MASTER WARNING lights.

NOTE

The test relays circuit is interlocked with the fire and overheat warning relays so that the system test can only be carried out under normal conditions in the absence of an overheat or fire or a detector cable short circuit.

FIRE AND OVERHEAT DETECTION SYSTEM CHECKS

14. Equipment required:
 - a. Multimeter, Item 58 (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-5), or equivalent.
 - b. Jet-Cal tester, Item 97 (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-5).
 - c. Heater Probe, Item 69 (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-5).
 - d. DC ground power supply.
 - e. AC ground power supply.
15. Procedure:
 - a. Carry out the test, ensuring that all switches in the cockpit are OFF and all circuit-breakers are pulled out.
 - b. Push in the following circuit-breakers located in the nose compartment:
 - (1) LH BATT.
 - (2) RH BATT.

alors allumer le voyant MASTER CAUTION ainsi qu'un voyant O/HEAT. Quand le poussoir d'essai est relâché, le circuit revient à la normale et les contacts normalement fermés relient de nouveau les câbles de détection en boucle.

13. Le fonctionnement du circuit combiné de détection incendie et surchauffe est vérifié via le relais d'essai contenu dans le boîtier de commande du circuit. Quand le poussoir d'essai est enfoncé, le relais d'essais est excité et actionné. Les contacts du relais mettent le conducteur central du câble de détection à la masse, simulant ainsi à la fois une surchauffe et un incendie. Le boîtier de commande réagit en allumant les voyants FIRE et O/HEAT du panneau annonceur ainsi que les voyants MASTER CAUTION et MASTER WARNING.

NOTA

Le circuit des relais d'essai est couplé aux relais d'alarme incendie et surchauffe de sorte que l'essai du circuit ne peut être effectué que dans des conditions normales, en l'absence de surchauffe, d'incendie ou de court-circuit du câble de détection.

VÉRIFICATIONS DES CIRCUITS DE DÉTECTION INCENDIE ET SURCHAUFFE

14. Équipement requis :
 - a. Multimètre, article 58 (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-5) ou l'équivalent.
 - b. Appareil d'essai Jet-Cal, article 97 (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-5).
 - c. Sonde thermique, article 69 (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-5).
 - d. Groupe de parc c.c.
 - e. Groupe de parc c.a.
15. Méthode :
 - a. Pour effectuer l'essai s'assurer que tous les interrupteurs dans le poste de pilotage sont sur OFF et que les disjoncteurs sont désenclenchés.
 - b. Enclencher les disjoncteurs suivants dans le compartiment avant :
 - (1) LH BATT.
 - (2) RH BATT.

(3) GEN.

(4) COCKPIT NON ESS. DC POWER.

- c. Check that the bend radius of the visible portions of the detector cables is not less than 50.8 mm (2 in.).

CIRCUIT CHECK

16. For fire and overheat loop, proceed as follows:

- a. Disconnect connector P1WB from control unit and connect multimeter between pin J on connector P1WB and ground. Check that insulation resistance is not less than the values listed in [Figure 5-1](#) for a 5-loop wire.
- b. Connect multimeter between pin J and K on connector P1WB, and check that continuity resistance does not exceed 50 ohms.
- c. Remove multimeter and reconnect connector P1WB to fire and overheat control unit.

17. For overheat loop, proceed as follows:

- a. Disconnect connector P9 from rear of instrument panel and connect multimeter between pin z on connector P9 and ground. Check that insulation resistance is not less than the values listed in [Figure 5-1](#) for a 5-loop wire.
- b. Connect multimeter between pin z and CC on connector P9 and check that continuity resistance does not exceed 50 ohms.
- c. Remove multimeter and reconnect connector P9 to J9.

NOTE

Apply a generous bead of sealant RTV-731 ([Figure 1-2](#), Item 6), around outside of the base connector at the detection control unit prior to installation of P1WB connector (see [Figure 5-3](#)).

(3) GEN.

(4) COCKPIT NON ESS. DC POWER.

- c. Vérifier que le rayon de courbure des parties visibles des câbles de détection n'est pas inférieur à 50.8 mm (2 po).

VÉRIFICATION DU CIRCUIT ÉLECTRIQUE

16. Pour la boucle d'incendie et de surchauffe, procéder comme suit :

- a. Débrancher le connecteur P1WB au boîtier de commande et brancher un multimètre entre la broche J du connecteur P1WB et la masse. Vérifier que la résistance d'isolement n'est pas inférieure aux valeurs données à la [figure 5-1](#) pour une boucle de 5 fils.
- b. Brancher le multimètre entre les broches J et K sur le connecteur P1WB, puis vérifier que la résistance de continuité ne dépasse pas 50 ohms.
- c. Enlever le multimètre et rebrancher le connecteur P1WB au boîtier de commande d'incendie et de surchauffe.

17. Pour la boucle de surchauffe, procéder comme suit :

- a. Débrancher le connecteur P9 de l'arrière du tableau de bord et brancher le multimètre entre la broche z du connecteur P9 et la masse. Vérifier que la résistance d'isolement n'est pas inférieure aux valeurs données à la [figure 5-1](#) pour une boucle de 5 fils.
- b. Brancher le multimètre entre les broches z et CC sur le connecteur P9 et vérifier que la résistance de continuité ne dépasse pas 50 ohms.
- c. Enlever le multimètre et rebrancher le connecteur P9 à J9.

NOTA

Poser un généreux filet de composé d'étanchéité, RTV-731 ([figure 1-2](#), article 6), autour de l'extérieur du connecteur de base au boîtier de commande du circuit de détection avant l'installation du connecteur P1WB (voir [figure 5-3](#)).

Number of Wires Nombre de fils	Ambient Temperature of Wire Température ambiante du fil				
	4.4°C (40°F)	15.6°C (60°F)	22.2°C (72°F)	26.7°C (80°F)	37.8°C (100°F)
Loop of 2 Boucle de 2	1250 kΩ or more 1250 kΩ ou plus	500 kΩ or more 500 kΩ ou plus	330 kΩ or more 330 kΩ ou plus	250 kΩ or more 250 kΩ ou plus	125 kΩ or more 125 kΩ ou plus
Loop of 3 Boucle de 3	1250 kΩ or more 1250 kΩ ou plus	500 kΩ or more 500 kΩ ou plus	330 kΩ or more 330 kΩ ou plus	250 kΩ or more 250 kΩ ou plus	125 kΩ or more 125 kΩ ou plus
Loop of 5 Boucle de 5	1000 kΩ or more 1000 kΩ ou plus	400 kΩ or more 400 kΩ ou plus	250 kΩ or more 250 kΩ ou plus	200 kΩ or more 200 kΩ ou plus	100 kΩ or more 100 kΩ ou plus
Test Volts Tension d'essai (V)	Ambient Temperature of Wire Température ambiante du fil				
	4.4°C (40°F)	15.6°C (60°F)	22.2°C (72°F)	26.7°C (80°F)	37.8°C (100°F)
100	0.33 mA	0.8 mA	1.25 mA	1.66 mA	3.33 mA
Refer to Note 1 Voir nota 1	1259 kΩ	500 kΩ	300 kΩ	250 kΩ	125 kΩ
NOTES			NOTA		
1. Use ohmmeter (or VTVM) that applies a voltage between 1 to 10 volts across test leads with appropriate resistance scale selected. 2. For individual fire wire resistance values, see Paragraph 20. 3. At a normal room temperature of 22 degrees C (72 degrees F), only one segment of 330 kΩ resistance should be present in any loop of two or more segments. The remaining segments should be over 1 MΩ.			1. Utiliser un ohmmètre (ou un voltmètre électronique) qui fournit une tension entre 1 et 10 volts aux fils d'essai avec la plage de résistance appropriée. 2. Pour les valeurs individuelles de résistance des fils d'incendie, voir paragraphe 20. 3. À la température ambiante normale de 22 degrés C (72 degrés F), un seul segment de 330 kΩ de résistance doit se trouver dans une boucle quelconque de deux segments ou plus. Les segments restants doivent avoir plus 1 MΩ de résistance.		

Figure 5-1 Table of Fire and Overheat Detection Wire, Type 40G, Ambient Temperature Adjustment
Figure 5-1 Tableau – câbles de détection incendie et surchauffe, type 40G, à diverses températures ambiantes

FUNCTIONAL CHECK

18. Procedure:
- a. Energize both cockpit dc essential buses (see [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 1-1).
 - b. Push in the following circuit-breakers:
 - (1) MASTER WARN.
 - (2) O/HT & FIRE DETECT.
 - c. Connect Jet-Cal tester to a 115 Vac power supply and set tester control to MINIMUM temperature.
 - d. Locate the two fire wires, at lower RH centre fuselage between FS 285.3 and FS 292.6 and clamp heater probe to bottom wire.
 - e. Increase temperature until, at approximately 300 degrees C (572 degrees F), AIRFRAME O/HEAT capsule (No. 4) on annunciator panel illuminates up and MASTER CAUTION light flashes.
 - f. Press FIRE & OVHT TEST switch. Check that the red MASTER WARNING and amber MASTER CAUTION lights are flashing and that FIRE and AIRFRAME O/HEAT capsules (No. 4) are lit.
 - g. Release test switch; check that red MASTER WARNING light and FIRE capsule extinguishes and that amber MASTER CAUTION and AIRFRAME O/HEAT capsule (No. 4) lights stay on.
 - h. Reduce temperature and remove probe from fire wire. Check that, as temperature decreases, amber MASTER CAUTION and AIRFRAME O/HEAT capsule (No. 4) lights extinguish.
 - i. Pull out O/HT & FIRE DETECT circuit-breaker.
 - j. Push in O/HT DETECT circuit-breaker.
 - k. Attach probe to upper fire wire and increase temperature until, at approximately 300 degrees C (572 degrees F), AIRFRAME O/HEAT capsule (No. 2) light illuminates and MASTER CAUTION light starts flashing.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT

18. Méthode :
- a. Mettre sous tension les deux bus essentiels c.c. du poste de pilotage (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-1).
 - b. Enclencher les disjoncteurs suivants :
 - (1) MASTER WARN.
 - (2) O/HT & FIRE DETECT.
 - c. Brancher l'appareil d'essai Jet-Cal à une source de 115 V c.a. et régler la commande de l'appareil à la température MINIMUM.
 - d. Trouver les deux câbles de détection du côté inférieur droit du fuselage central, entre FS 285.3 et FS 292.6, et fixer la sonde thermique au fil du bas.
 - e. Augmenter la température à environ 300 degrés C (572 degrés F); le voyant AIRFRAME O/HEAT (n° 4) du panneau annonceur s'allume et le voyant MASTER CAUTION clignote.
 - f. Appuyer sur le poussoir FIRE & OVHT TEST. Vérifier que le voyant rouge MASTER WARNING et le voyant ambre MASTER CAUTION clignotent et que les voyants FIRE et AIRFRAME O/HEAT (n° 4) sont allumés.
 - g. Relâcher le poussoir d'essai, vérifier que le voyant rouge MASTER WARNING et le voyant FIRE s'éteignent et que le voyant ambre MASTER CAUTION et le voyant AIRFRAME O/HEAT (n° 4) restent allumés.
 - h. Réduire la température et enlever la sonde du câble de détection. Vérifier que, lorsque la température diminue, le voyant ambre MASTER CAUTION et le voyant AIRFRAME O/HEAT (n° 4) s'éteignent.
 - i. Désenclencher le disjoncteur O/HT & FIRE DETECT.
 - j. Enclencher le disjoncteur O/HT DETECT.
 - k. Fixer la sonde au câble de détection supérieur et augmenter la température jusqu'à environ 300 degrés C (572 degrés F). Le voyant AIRFRAME O/HEAT (n° 2) s'allume et le voyant MASTER CAUTION se met à clignoter.

- l. Reduce temperature then remove probe from fire wire and check that, as temperature decreases, MASTER CAUTION and AIRFRAME O/HEAT capsule (No. 2) lights extinguish.
- m. Pull out O/HT DETECT and MASTER WARN. circuit-breakers.
- n. Disconnect test equipment, de-energize dc buses and return all switches to OFF.

NOTE

Temperature values quoted are approximate and are not critical. Test is for system wiring check only and not for calibration which is established by manufacturer. Do not allow Jet-Cal to heat fire wire much above temperature required to operate overheat lights. Do not use Jet-Cal tester for testing fire warning function. Excessive temperature on fire wire could cause permanent shift in calibration.

**FIRE DETECTION
CABLE, TYPE 40G, RESISTANCE CHECK**

- 19. Equipment required:
 - a. Wheatstone bridge (Leeds and Northrup 5305 or equivalent).
 - b. Multimeter (Simpson 260 or equivalent).
 - c. Test connector.
 - d. Milliammeter, 0 to 15 milliamperes (Weston, Model 931).
 - e. Test fixture.
 - f. VTVM (Hewlet Packard, Model 410A).
 - g. DC variable power supply.

- l. Réduire la température, enlever la sonde du câble de détection et vérifier que, lorsque la température diminue, le voyant MASTER CAUTION et le voyant AIRFRAME O/HEAT (n° 2) s'éteignent.
- m. Désenclencher les disjoncteurs O/HT DETECT et MASTER WARN.
- n. Débrancher le matériel d'essai, mettre les bus c.c. hors tension et remettre tous les interrupteurs sur OFF.

NOTA

Les valeurs de température indiquées sont approximatives et ne sont pas critiques. L'essai sert uniquement à la vérification du câblage du système et non à l'étalonnage. Cet étalonnage se fait au départ chez le fabricant. Ne pas laisser l'appareil d'essai Jet-Cal amener le câble de détection au-dessus de la température requise pour faire fonctionner les voyants de surchauffe. Ne pas utiliser le Jet-Cal pour vérifier la fonction d'alarme incendie. Une surchauffe des câbles de détection incendie peut modifier de façon permanente l'étalonnage.

**VÉRIFICATION DE LA RÉSISTANCE
DU CÂBLE DE DÉTECTION, TYPE 40G**

- 19. Équipement requis :
 - a. Pont de Wheatstone (Leeds et Northrup 5305 ou l'équivalent).
 - b. Multimètre (Simpson 260 ou l'équivalent).
 - c. Connecteur d'essai.
 - d. Milliampèremètre, 0 à 15 milliampères (Weston modèle, 931).
 - e. Appareil d'essai.
 - f. Voltmètre électronique (Hewlet Packard, modèle 410A).
 - g. Bloc d'alimentation variable c.c.

• • • • •
• CAUTION •
• • • • •

The test should be carried out at room temperature of approximately 22 degrees C (72 degrees F) and at normal atmospheric pressure. When tests are made under different conditions, allowances must be made in accordance with [Figure 5-1](#).

20. Procedure (see [Figure 5-2](#)):

- a. Visually examine cable and connectors for damage and ensure that the connectors are firmly attached.
- b. Connect VTVM set, adjust set to OHMS, and check resistance between centre conductor and outer casing. The resistance should not be less than 330 kilohms.

• • • • •
• CAUTION •
• • • • •

Connections to the detector cable centre conductor must be made with the TEST CONNECTOR, otherwise the ceramic insulator in the connector may be contaminated with metallic particles.

- c. Connect voltmeter, milliammeter, and power supply to test fixture. Press the DISCHARGE switch to ensure that voltage is at zero. Connect crocodile clip to outer casing of fire wire and centre conductor to connector provided.
- d. Slowly increase voltage from 0 to 100 volts. Observe milliammeter reading and ensure that this reading does not exceed 1.25 milliamperes at any time between 0 to 100 volts.
- e. At 100 volts, manipulate the connectors at each end of wire to check for intermittent shorts.
- f. Reduce voltage to zero. Disconnect equipment.

• • • • •
• ATTENTION •
• • • • •

L'essai doit être effectué à une température ambiante d'environ 22 degrés C (72 degrés F) et à une pression atmosphérique normale. Quand les essais sont faits dans des conditions autres, prévoir des tolérances conformément à la [figure 5-1](#).

20. Méthode (voir [figure 5-2](#)) :

- a. Examiner visuellement le câble et les connecteurs pour s'assurer qu'ils ne sont pas abîmés et qu'ils sont bien fixés.
- b. Brancher le voltmètre électronique, le mettre sur OHMS, et vérifier la résistance entre le conducteur central et la gaine extérieure. La résistance ne devrait pas être inférieure à 330 kilohms.

• • • • •
• ATTENTION •
• • • • •

Les connexions au conducteur central du câble de détection doivent être faites avec le TEST CONNECTOR. Autrement, l'isolant céramique du connecteur risque d'être contaminé par des particules métalliques.

- c. Brancher le voltmètre, le milliampèremètre et le bloc d'alimentation à l'appareil d'essai. Appuyer sur le poussoir DISCHARGE pour s'assurer que la tension est à zéro. Brancher la pince crocodile à la gaine extérieure du câble de détection et le conducteur central au connecteur fourni.
- d. Amener doucement la tension de 0 à 100 volts. Surveiller l'indication du milliampèremètre et s'assurer qu'elle ne dépasse jamais 1.25 milliampères pendant la montée de 0 à 100 volts.
- e. À 100 volts, manipuler les connecteurs à chaque extrémité du câble pour vérifier qu'il n'y a pas de court-circuit intermittent.
- f. Ramener la tension à zéro. Débrancher le matériel.

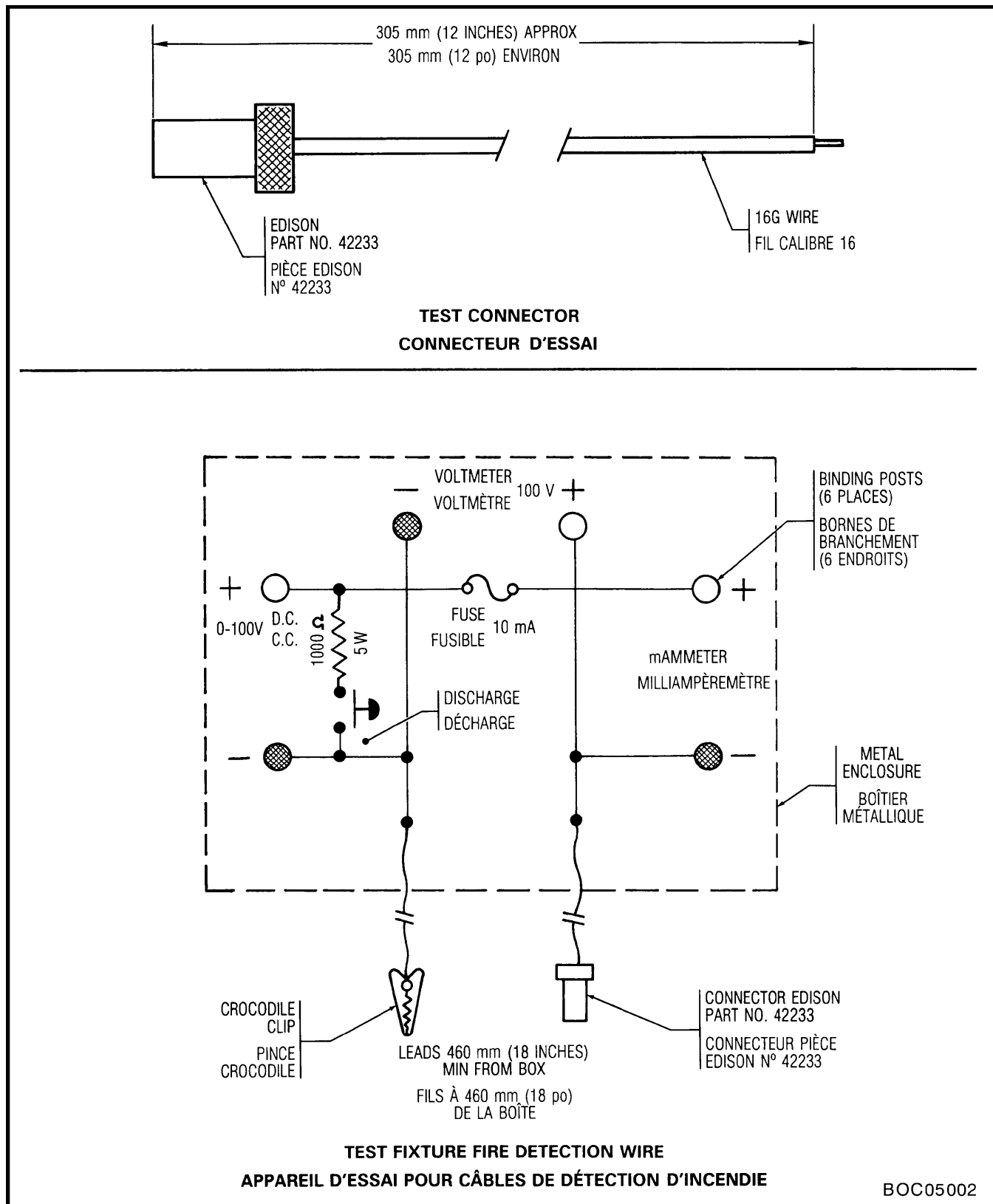


Figure 5-2 Fire and Overheat Detection Cable Test Fixture and Test Connector

Figure 5-2 Appareil d'essai et connecteur d'essai pour câbles de détection incendie et surchauffe

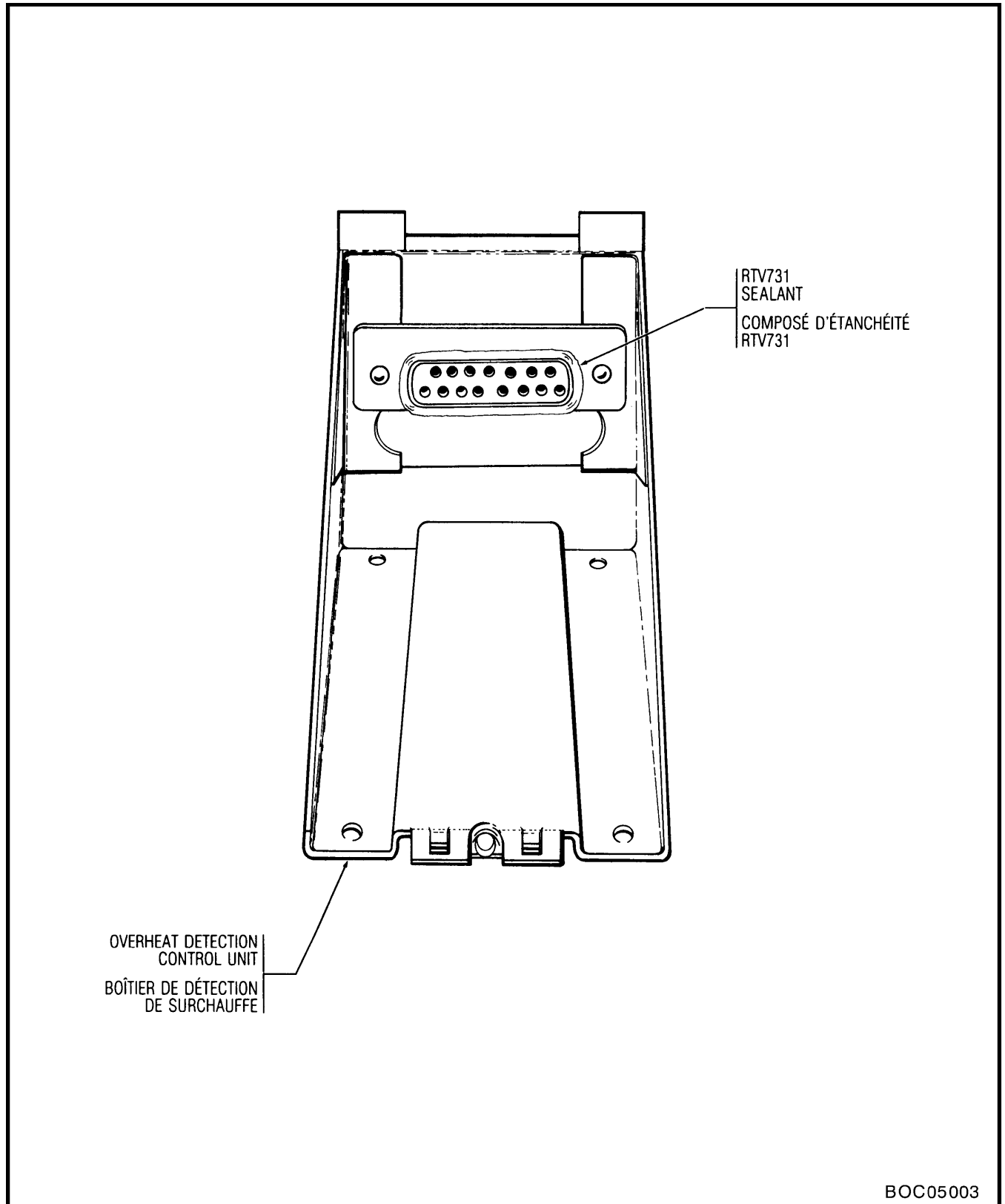
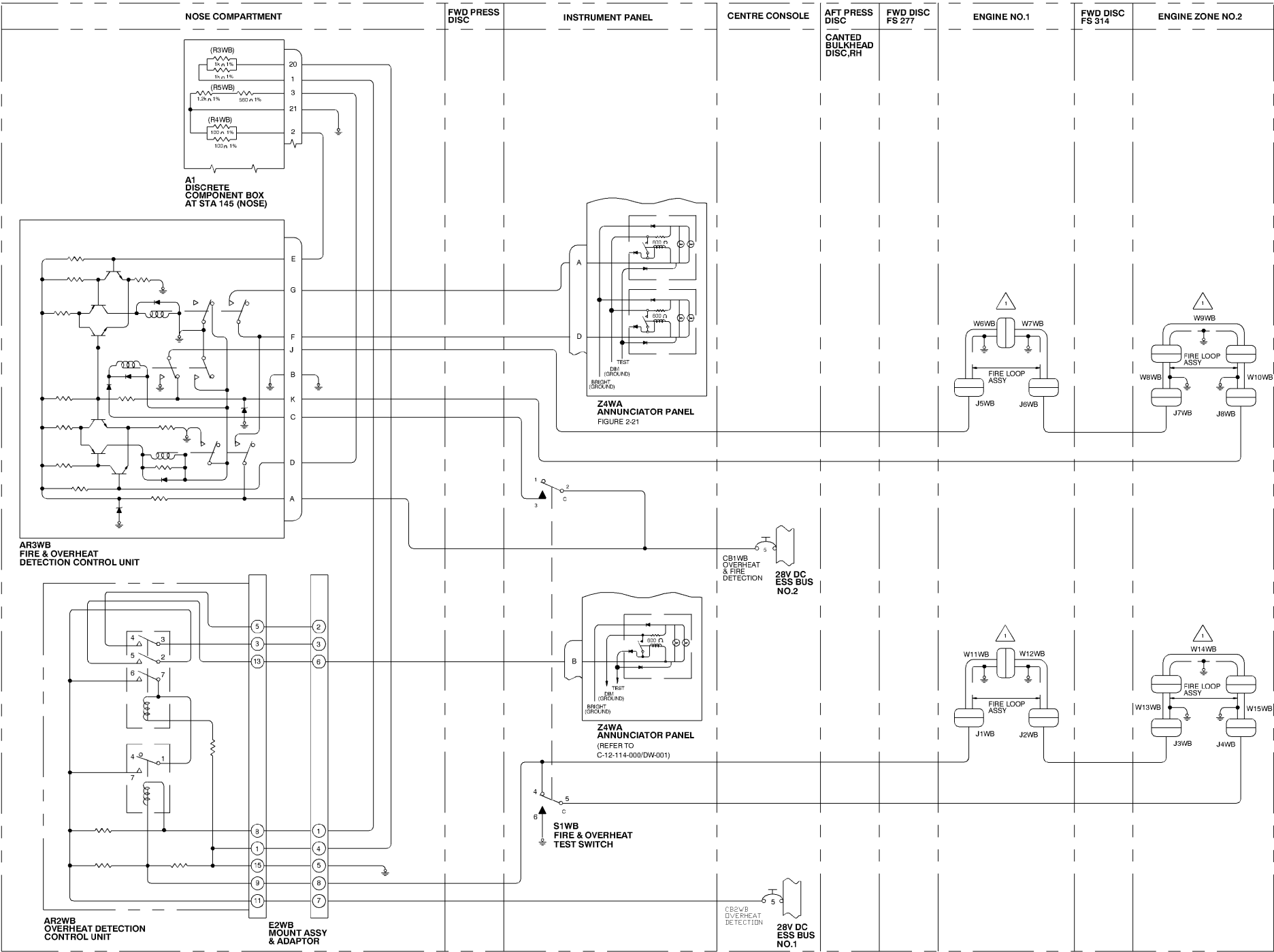


Figure 5-3 Overheat Detection Control Unit – Application of Sealant Over Connector
Figure 5-3 Boîtier de détection de surchauffe – application du composé d'étanchéité sur le connecteur



- NOTES
- 1. SYSTEM WILL ACTIVATE (PROVIDE A WARNING) WHEN AN INCREASE IN TEMPERATURE CAUSES A DECREASE IN RESISTANCE BETWEEN THE SHEATH AND CENTRE CONDUCTOR OF THE LOOP SENSOR CABLES.
 - 2. REFER TO C-12-114-000/DW-001, FIRE & OVERHEAT DETECTION.

BOC05004

Fire and Overheat Detection – Schematic Figure 5-4
Détection incendie et surchauffe – schéma Figure 5-4

- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none">g. Connect Wheatstone bridge and check for open circuit between the connectors, and check that continuity of centre conductor does not exceed 0.6 ohms per foot.h. Remove Wheatstone bridge.i. Reconnect cables and torque fire detection cable nuts to 5.6 N•m (50 in•lb) and torque fire detection cable connectors to 8.5 N•m (75 in•lb). | <ul style="list-style-type: none">g. Brancher le pont de Wheatstone et vérifier la continuité entre les connecteurs, puis vérifier que la résistance de continuité du conducteur central ne dépasse pas 0.6 pied par ohm.h. Enlever le pont de Wheatstone.i. Rebrancher les câbles et serrer les écrous du câble de détection à 5.6 N•m (50 po•lb) et ses connecteurs à 8.5 N•m (75 po•lb). |
|--|---|

PART 6

MASTER WARNING CONTROL SYSTEM

GENERAL

1. The master warning control system gives visual warning of faulty conditions in various aircraft systems and is capable of monitoring 18 circuits. Power for the system is provided by the 28 Vdc essential bus. The system consists of a master warning box, annunciator panel and test switch, a red MASTER WARNING light, an amber MASTER CAUTION light, and a dimmer switch. For an illustration of the annunciator panel, see [Figure 6-1](#). For the master warning control system schematic, see [Figure 6-5](#).

2. For a list of the circuits monitored by the warning control system with the annunciator panel capsule legend, number and colour and the detecting circuit polarity, see [Figure 6-2](#).

COMPONENT LOCATION

3. The main components of the system, i.e., master warning box, annunciator panel and test switch, MASTER WARNING light and MASTER CAUTION light, are located on the instrument panel. For Snowbird aircraft only, the MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights are located on the LH and RH instrument panel.

SYSTEM OPERATION

4. Warning signals are fed to the master warning control system through positive-polarity detector circuits and negative-polarity detector circuits. Circuits connected to negative-polarity detection circuits provide a ground during fault conditions, while circuits connected to positive-polarity detection circuits provide a 28 Vdc during fault conditions (see [Figure 6-3](#)). When a signal is received at the master warning box, indicating a condition that affects the immediate safety of the aircraft, the red MASTER WARNING light will start to flash and the appropriate annunciator panel light capsule will illuminate. When a malfunction condition is detected in one of the monitored aircraft systems, the amber MASTER CAUTION light starts flashing and the appropriate annunciator panel light capsule illuminates. However, the speed brake out, windshield de-ice on, and the elevator trim take-off

PARTIE 6

SYSTÈME PRINCIPAL D'ALARME

GÉNÉRALITÉS

1. Le système principal d'alarme fournit une alarme visuelle en cas d'anomalie de divers systèmes de l'avion et peut assurer la surveillance de 18 circuits. Le système est alimenté par le bus 28 V c.c. essentiel. Le système comprend un boîtier principal d'alarme, un panneau annonciateur et un poussoir d'essai, un voyant rouge MASTER WARNING, un voyant ambre MASTER CAUTION et un gradateur. Pour l'illustration du panneau annonciateur, voir [figure 6-1](#). Pour le schéma électrique du système principal d'alarme, voir [figure 6-5](#).

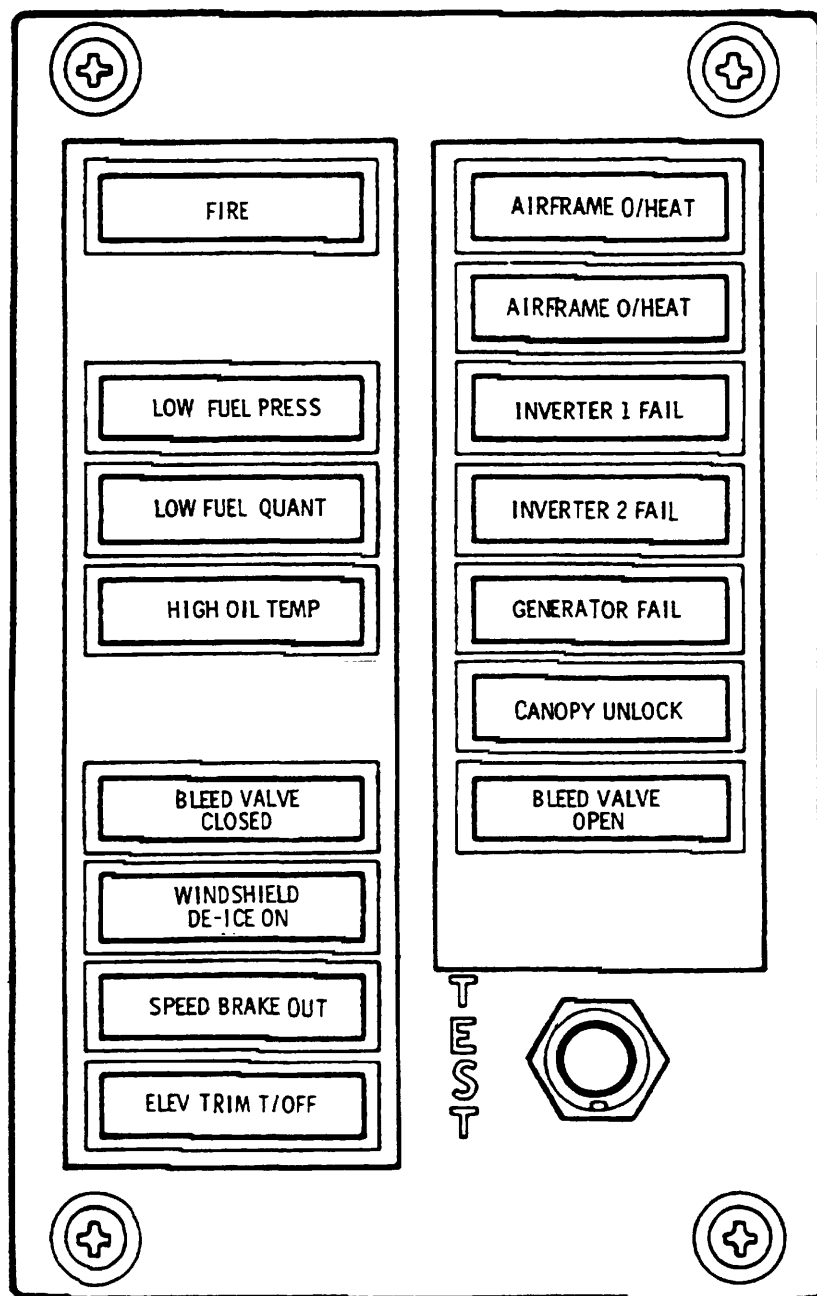
2. Pour la liste des circuits contrôlés par le système principal d'alarme, des voyants du panneau annonciateur, de leur numéro et de leur couleur ainsi que la polarité des circuits de détection, voir [figure 6-2](#).

EMPLACEMENT DES COMPOSANTS

3. Les composants principaux du système, soit le boîtier principal d'alarme, le panneau annonciateur et le poussoir d'essai, le voyant MASTER WARNING et le voyant MASTER CAUTION, sont tous situés sur le tableau de bord. Pour les avions Snowbird seulement, les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION sont situés sur les tableaux de bord gauche et droit.

FONCTIONNEMENT DU SYSTÈME

4. Les signaux d'alarme sont envoyés au système principal d'alarme via des circuits de détection à polarité positive ou négative. En cas d'anomalie, les systèmes reliés aux circuits de détection à polarité négative fournissent une masse alors que les systèmes reliés aux circuits de détection à polarité positive fournissent une tension de 28 V c.c. (voir [figure 6-3](#)). Quand le boîtier principal d'alarme reçoit un signal indiquant que la sécurité immédiate de l'avion est menacée, le voyant rouge MASTER WARNING se met à clignoter et le voyant approprié du panneau annonciateur s'allume. Quand une anomalie de fonctionnement est détectée dans l'un des systèmes avion surveillés, le voyant ambre MASTER CAUTION se met à clignoter et le voyant correspondant du panneau annonciateur s'allume. Cependant, les circuits aérofrenés sortis, dégivrage pare-brise en marche et compensateur de



BOC06001

Figure 6-1 Annunciator Panel
Figure 6-1 Panneau annonceur

Circuit Système	Legend Voyant	Number Numéro	Colour Couleur		Signal Polarity Polarité du signal
			Lettering Inscription	Background Fond	
Fire Detection Détection incendie	FIRE	1	Red Rouge	Opaque	Positive Positif
Overheat detection Détection surchauffe	AIRFRAME O/HEAT	2	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Spare	–	3			
Overheat Detection Détection surchauffe	AIRFRAME O/HEAT	4	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Low fuel pressure Pression basse carburant	LOW FUEL PRESS	5	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Inverter 1 failure Panne convertisseur 1	INVERTER 1 FAIL	6	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Low fuel quantity Bas niveau carburant	LOW FUEL QUANT	7	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Inverter 2 failure Panne convertisseur 2	INVERTER 2 FAIL	8	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
High Oil temperature Température élevée huile	HIGH OIL TEMP	9	Amber Ambre	Opaque	Negative Négatif
Generator failure Panne génératrice	GENERATOR FAIL	10	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Spare	–	11			
Canopy unlocked Verrière non verrouillée	CANOPY UNLOCK	12	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Bleed valve closed Vanne de prélèvement fermée	BLEED VALVE CLOSED	13	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Bleed valve open Vanne de prélèvement ouverte	BLEED VALVE OPEN	14	Amber Ambre	Opaque	Positive Positif
Windshield de-ice Dégivrage pare-brise	WINDSHIELD DE-ICE ON	15	Amber Ambre	Opaque	Negative Négatif
Spare	–	16			
Speed brake out Aérofrens sortis	SPEED BRAKE OUT	17	Blue Bleu	Opaque	Negative Négatif
Elevator trim takeoff position Compensateur de profondeur en position décollage	ELEV TRIM T/OFF	18	Green Vert	Opaque	Negative Négatif

Figure 6-2 List of Warning Control System Monitor Circuits
 Figure 6-2 Circuits de surveillance du système principal d'alarme

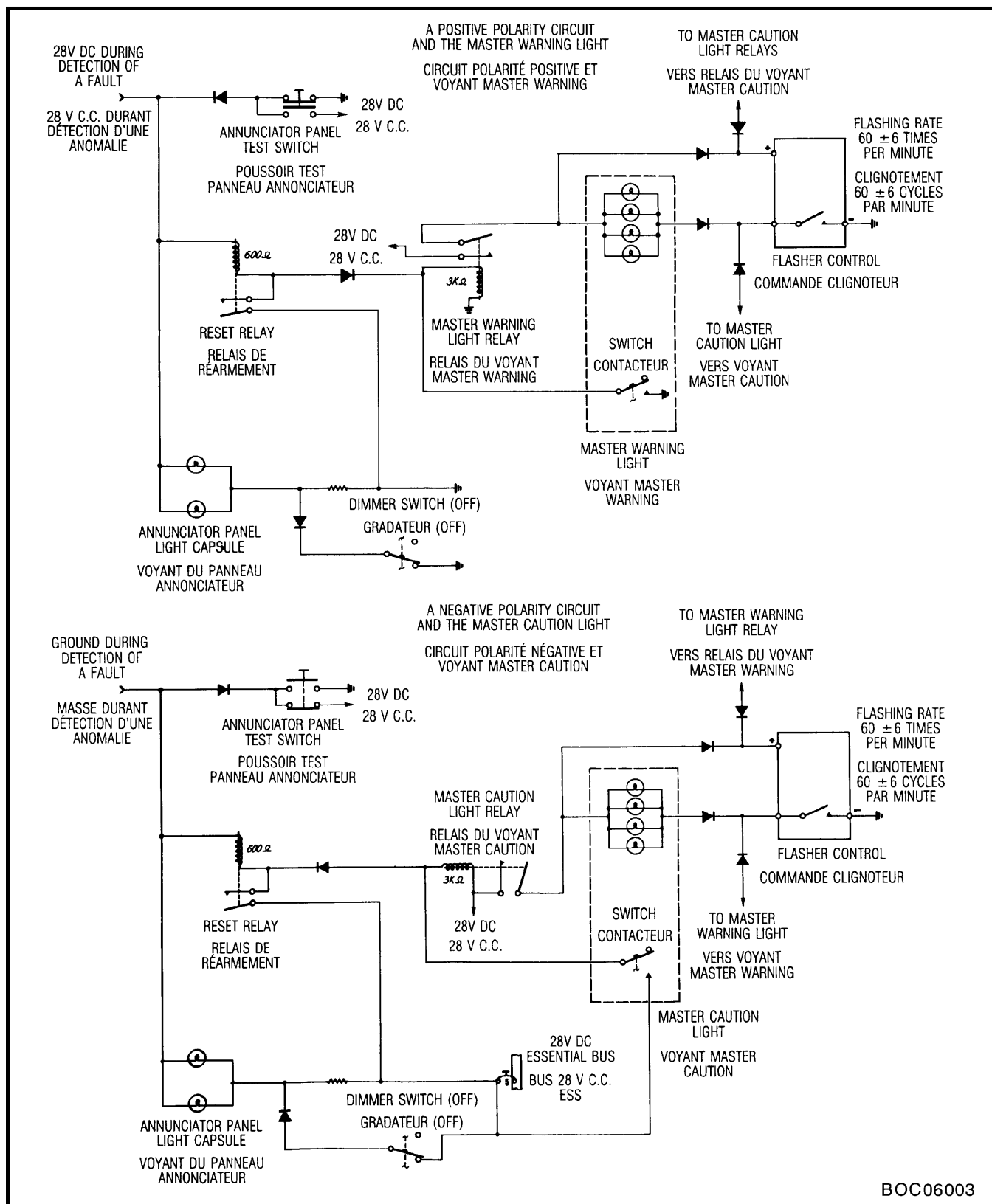


Figure 6-3 Positive and Negative Polarity Circuits – Simplified Schematic
 Figure 6-3 Circuits à polarités positive et négative – schéma de principe

position circuits are only connected to annunciator panel light capsules and thus do not affect the MASTER WARNING light or the MASTER CAUTION light. The MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights are operated through the same flasher at the rate of 60 ± 6 times per minute.

5. The MASTER WARNING and/or MASTER CAUTION light and the appropriate annunciator light capsule will illuminate and stay lit until the faulty condition is corrected. On correction of the fault, the lights will extinguish and the system automatically resets. The MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights may also be reset manually. The reset switches are integrated with the lights and, when pushed in, extinguish the flashing light. The light capsule on the annunciator panel will stay on until the malfunction is corrected.

6. Each of the annunciator panel light capsules, with the exception of the SPEED BRAKE OUT, WINDSHIELD DE-ICE ON and ELEV TRIM T/OFF light capsules, is connected to a master warning box circuit containing a reset relay and three diodes. These components provide electrical isolation among the test, reset, dimmer and detection circuits. However, the SPEED BRAKE OUT, WINDSHIELD DE-ICE ON AND ELEV TRIM T/OFF light capsules are connected to circuits containing only two diodes, since these detection systems are not associated with the MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights. A network of four diodes and three relays ensures the independent operation of the MASTER WARNING light and MASTER CAUTION light from the same flasher. However, if certain fault conditions occur, eg, a fire and an overheat, both these lights operate simultaneously.

7. When the MASTER WARNING light or MASTER CAUTION light is manually reset, the appropriate reset relay becomes energized. The contacts of the reset relay bypass the MASTER WARNING light relay or the MASTER CAUTION light relay, ensuring that these lights remain off after being manually reset. If a new fault condition is detected, the lights will flash again, because the light relays can be energized through each individual fault detecting circuit regardless of the position of other reset relays.

profondeur en position décollage sont reliées uniquement aux voyants du panneau annonciateur et n'ont aucun effet sur les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION. Ces derniers sont actionnés par un clignoteur unique, à une fréquence de 60 ± 6 cycles par minute.

5. Le voyant MASTER WARNING ou le voyant MASTER CAUTION ainsi que le voyant approprié du panneau annonciateur s'allument et restent allumés tant que l'anomalie n'est pas corrigée. Après la correction de l'anomalie, les voyants s'éteignent et le système se réarme automatiquement. Les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION peuvent également être réarmés manuellement. Les contacteurs de réarmement sont intégrés aux voyants et, quand on les enfonce, ils éteignent les clignotants. Les voyants du panneau annonciateur restent allumés tant que l'anomalie n'est pas corrigée.

6. Tous les voyants du panneau annonciateur, à l'exception des voyants SPEED BRAKE OUT, WINDSHIELD DE-ICE ON et ELEV TRIM T/OFF, sont reliés à un circuit du boîtier principal d'alarme contenant un relais de réarmement et trois diodes. Ces composants assurent une isolation électrique entre les circuits d'essai, de réarmement, de gradation et de détection. Cependant, les voyants SPEED BRAKE OUT, WINDSHIELD DE-ICE ON et ELEV TRIM T/OFF sont reliés à des circuits contenant seulement deux diodes, étant donné que leurs circuits de détection ne sont pas reliés aux voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION. Un réseau de quatre diodes et de trois relais assure le fonctionnement indépendant des voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION à partir du même clignoteur. Cependant, dans le cas de certaines anomalies telles qu'incendie ou surchauffe, ces deux voyants fonctionnent simultanément.

7. Quand le voyant MASTER WARNING ou MASTER CAUTION est réarmé manuellement, le relais de réarmement correspondant est excité. Les contacts du relais de réarmement contournent le relais du voyant MASTER WARNING ou MASTER CAUTION, assurant ainsi que le voyant en question demeure éteint après avoir été réarmé manuellement. Si une nouvelle anomalie est détectée, les voyants se remettent à clignoter, puisque leurs relais peuvent être excités via chacun des circuits individuels de détection d'anomalie, quelle que soit la position des autres relais de réarmement.

TEST SWITCH

8. The TEST switch on the annunciator panel can be used to check that the annunciator light capsules, MASTER WARNING light and MASTER CAUTION light are serviceable. When the switch is pressed, a ground is applied to all of the negative-polarity capsule circuits to energize the appropriate light capsules. Simultaneously, a 28 Vdc is applied to all of the positive-polarity capsule circuits to energize the remaining light capsules. The MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights are also energized. When the TEST switch is released, the circuits are restored to normal. The TEST switch can also be used to check the landing gear indicating and warning system (see [C-12-114-0A0/MF-001](#)).

DIMMER SWITCH

9. The dimmer switch (COMPASS BRT/OFF/DIM switch) reduces the brilliancy of all lights in the annunciator panel. When the COMPASS BRT/OFF/DIM switch is in the OFF position, contacts of the switch allow 28-volts dc to be applied directly to the negative-polarity capsules through isolating diodes. A second set of contacts on the switch apply a direct ground through isolating diodes to the positive-polarity circuit light capsules. When the COMPASS BRT/OFF/DIM switch is in the DIM position, the contacts of the dimmer switch are open and power is routed through a dropping resistor in series with the light capsules, reducing the brilliancy of all the capsule lights.

REMOVAL AND INSTALLATION OF MASTER WARNING AND MASTER CAUTION LIGHT BULBS

10. To remove the light bulbs from the MASTER WARNING light and the MASTER CAUTION light, proceed as follows (see [Figure 6-4](#)):

- a. Grasp raised side-edges of the lens and pull lens assembly out.
- b. Rotate lens assembly 90 degrees to the right to release the locking tabs.
- c. Pull lens assembly out until the attached light bulb assembly comes out of instrument panel light holder.
- d. Extract light bulbs from rear of light bulb assembly.

POUSOIR D'ESSAI

8. Le poussoir TEST du panneau annonciateur peut être utilisé pour vérifier le bon fonctionnement des voyants du panneau annonciateur, du voyant MASTER WARNING et du voyant MASTER CAUTION. Quand le poussoir est enfoncé, une masse est reliée à tous les circuits de détection à polarité négative de façon à alimenter les voyants correspondants. En même temps, une tension de 28 V c.c. est appliquée à tous les circuits de détection à polarité négative pour alimenter les autres voyants. Les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION sont également mis sous tension. Quand on relâche le poussoir TEST, les circuits retournent à la normale. Le poussoir TEST peut également être utilisé pour vérifier le système de signalisation et d'alarme du train d'atterrissage (voir [C-12-114-0A0/MF-001](#)).

GRADATEUR

9. Le gradateur (sélecteur COMPASS BRT/OFF/DIM) règle la luminosité de tous les voyants du panneau annonciateur. Quand le sélecteur COMPASS BRT/OFF/DIM est sur OFF, les contacts du sélecteur permettent l'application directe d'une tension de 28 V c.c. aux voyants des circuits à polarité négative, via des diodes d'isolement. Un second groupe de contacts sur le sélecteur applique directement une masse, via des diodes d'isolement, aux voyants des circuits à polarité positive. Quand le sélecteur COMPASS BRT/OFF/DIM est sur DIM, les contacts du gradateur sont ouverts et l'alimentation est acheminée via une résistance de chute en série avec les voyants, ce qui réduit leur intensité lumineuse.

DÉPOSE ET POSE DES AMPOULES DES VOYANTS MASTER WARNING ET MASTER CAUTION

10. Pour enlever les ampoules des voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION, procéder comme suit (voir [figure 6-4](#)) :

- a. Saisir les rebords du capuchon du voyant et le tirer vers l'extérieur.
- b. Faire tourner le capuchon de 90 degrés vers la droite pour le dégager des pattes de retenue.
- c. Tirer le capuchon jusqu'à ce que l'ampoule sorte du porte-voyant du tableau de bord.
- d. Sortir les ampoules de l'arrière de leur support.

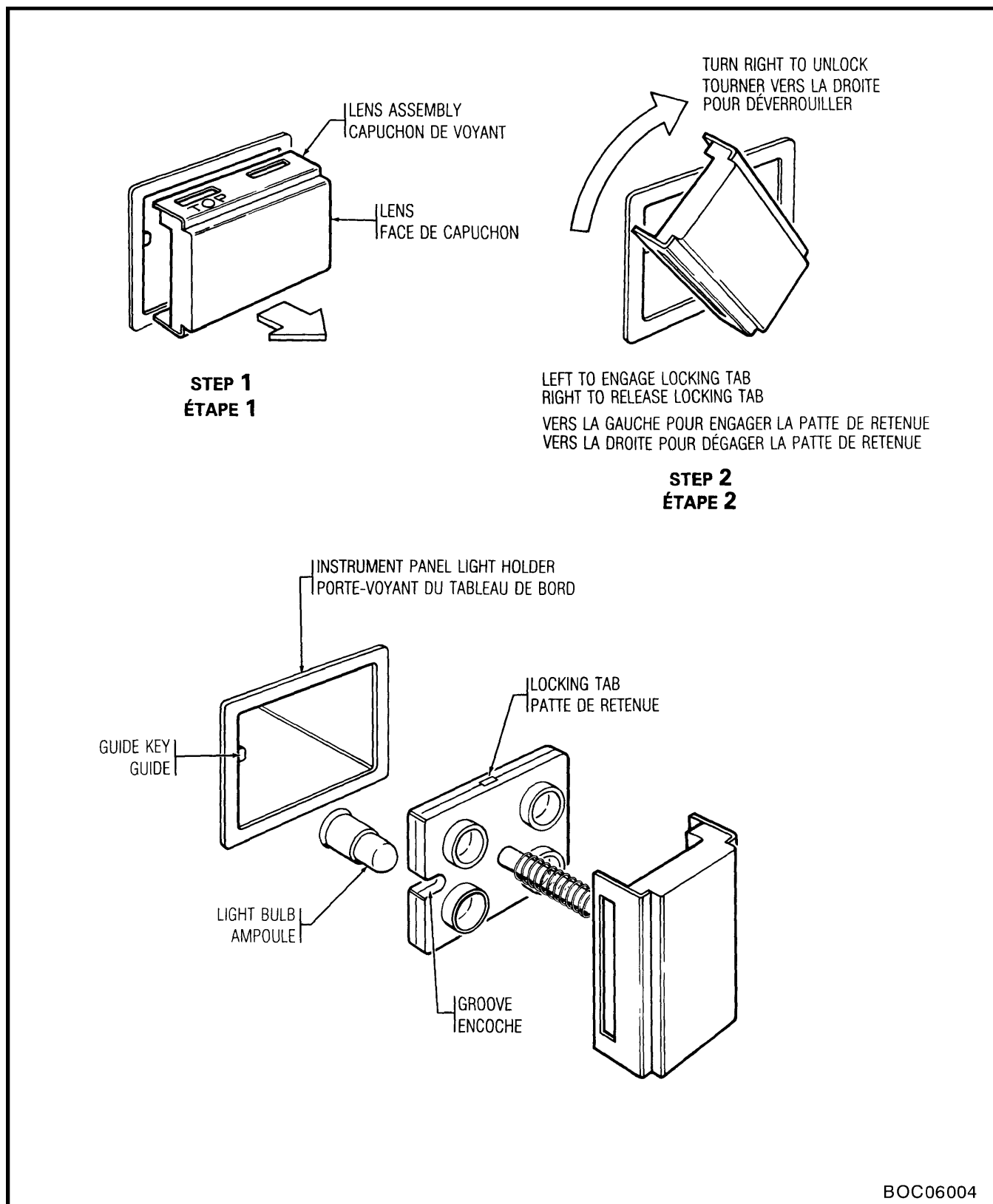
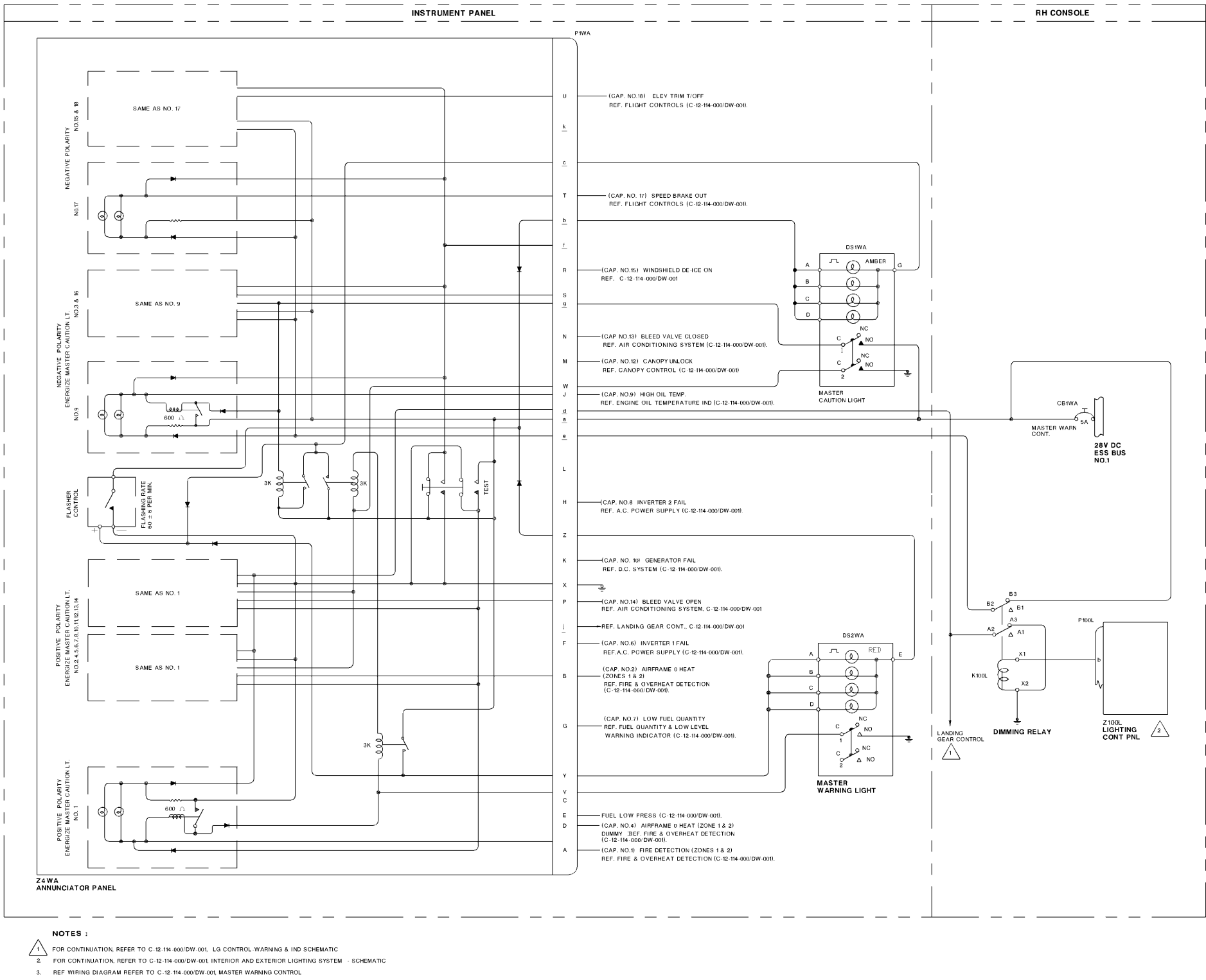


Figure 6-4 MASTER WARNING Light Assembly
Figure 6-4 Assemblage du voyant MASTER WARNING



BOC06005

Master Warning Control – Schematic Figure 6-5
Système principal d’alarme – schéma Figure 6-5

11. To install the light bulbs in the MASTER WARNING light and the MASTER CAUTION light, proceed as follows:

- a. Insert serviceable light bulbs into rear of light bulb assembly.
- b. Align the groove on the light bulb assembly with the guide key of the instrument panel light holder. Ensure that lens assembly is at right-angles to the light bulb assembly.
- c. Insert light bulb assembly and push in on lens assembly.
- d. Rotate lens assembly 90 degrees to the left to engage the locking tabs.



Ensure that the MASTER WARNING light is installed in the LH instrument panel light holder and the MASTER CAUTION light in the RH instrument panel light holder. Ensure that the legend on the lens is right-side up. For Snowbird aircraft only, the MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights are located on the LH and the RH instrument panel.

- e. Push in lens assembly.

REMOVAL AND INSTALLATION OF ANNUNCIATOR PANEL LIGHT BULBS

12. To remove light bulbs from the annunciator panel capsules, proceed as follows:

- a. Press in on either end of the capsule face until finger-grip is exposed.
- b. Using finger-grip, swing capsule out until base of light bulbs are exposed.
- c. Remove light bulbs.

13. To install light bulbs in the annunciator panel capsules, proceed as follows:

- a. Insert serviceable light bulbs into rear of capsules.

11. Pour poser les ampoules dans les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION, procéder comme suit :

- a. Introduire des ampoules en bon état dans le support par l'arrière.
- b. Aligner la rainure sur le support d'ampoule avec le guide sur le porte-voyant du tableau de bord. S'assurer que le capuchon du voyant est bien à angle droit avec l'ampoule.
- c. Introduire l'ampoule et son support, et les enfoncer en poussant sur le capuchon.
- d. Faire tourner le capuchon de 90 degrés vers la gauche pour engager les pattes de retenue.



S'assurer que le voyant MASTER WARNING est installé dans le porte-voyant gauche du tableau de bord et le voyant MASTER CAUTION dans le porte-voyant droit. S'assurer que les inscriptions sur les capuchons sont bien à l'endroit. Pour les avions Snowbird seulement, les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION sont situés sur les tableaux de bord gauche et droit.

- e. Enfoncer les capuchons dans leurs supports.

DÉPOSE ET POSE DES AMPOULES DES VOYANTS DU PANNEAU ANNONCIATEUR

12. Pour enlever les ampoules des voyants du panneau annonciateur, procéder comme suit :

- a. Appuyer sur l'une ou l'autre des extrémités de la face du capuchon du voyant jusqu'à ce que la prise de doigt soit exposée.
- b. Au moyen de la prise de doigt, faire basculer le capuchon du voyant pour exposer la base des ampoules.
- c. Enlever les ampoules.

13. Pour poser les ampoules dans les voyants du panneau annonciateur, procéder comme suit :

- a. Introduire des ampoules en bon état à l'arrière des capuchons.

- b. Swing capsule into annunciator panel. Ensure that the face of the capsule is flush with annunciator panel.

FUNCTIONAL CHECK OF MASTER WARNING CONTROL SYSTEM

14. Test procedure is 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. Place the COMPASS BRT/OFF/DIM switch to the OFF position.
 - d. Press the annunciator panel TEST switch. Check that all capsule lights on the annunciator panel are illuminated and the MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights are flashing at a rate of 60 ± 6 times per minute. Check that the two red lights in the landing gear control handle are illuminated and that the LDG. GEAR UNSAFE light, located at the RH side of the instrument panel, is illuminated.
 - e. Place the COMPASS BRT/OFF/DIM switch to the DIM position, check that the above lights are dim.
 - f. Place the COMPASS BRT/OFF/DIM switch to the BRT position. Check that all the annunciator panel lights, the two red lights in the landing gear control handle and the red LDG. GEAR UNSAFE light are bright.

NOTE

A headset must be used to carry out the following check.

- g. Place the throttle in IDLE or below and check that the audio warning can be heard. Press and release the AUDIO WARNING OVERRIDE switch and check that the audio warning goes off.
- h. Press the MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights. Check that both lights extinguish. The annunciator lights will remain on.

- b. Basculer les capuchons dans le panneau annonceur. S'assurer que la face des capuchons affleure avec le panneau annonceur.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU SYSTÈME PRINCIPAL D'ALARME

14. Méthode d'essai :
 - a. Mettre sous tension le bus c.c. essentiel n° 1 du poste de pilotage (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 1-1).
 - b. S'assurer que le disjoncteur MASTER WARN du pylône de commande est enclenché.
 - c. Mettre le sélecteur COMPASS/BRT/OFF/DIM sur OFF.
 - d. Appuyer sur le poussoir TEST du panneau annonceur. Vérifier que tous les voyants sur le panneau sont allumés et que les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION clignotent à une fréquence de 60 ± 6 cycles par minute. Vérifier que les deux voyants rouges sur la poignée de commande du train d'atterrissage sont allumés et que le voyant LDG. GEAR UNSAFE situé du côté droit du tableau de bord est allumé.
 - e. Mettre le sélecteur COMPASS BRT/OFF/SIM sur DIM, puis vérifier que les voyants ci-dessus sont en intensité réduite.
 - f. Mettre le sélecteur COMPASS BRT/OFF/DIM sur BRT. Vérifier que tous les voyants du panneau annonceur, les deux voyants rouges de la poignée de commande du train d'atterrissage et le voyant rouge LDG. GEAR UNSAFE sont en intensité maximale.

NOTA

Il faut utiliser un casque d'écoute pour effectuer la vérification suivante.

- g. Mettre la manette de poussée sur IDLE ou en deçà, et vérifier que l'alarme sonore se fait entendre. Enfoncer puis relâcher le poussoir AUDIO WARNING OVERRIDE, et vérifier que l'alarme sonore cesse.
- h. Appuyer sur les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION. Vérifier que les deux voyants s'éteignent. Les voyants annonceurs resteront allumés.

- | | |
|--|---|
| <p>i. De-energize the cockpit No. 1 dc essential bus.</p> <p>15. To check the operation of the low fuel pressure warning system, see C-12-114-OD0/MF-001.</p> <p>16. To check the operation of the inverter 1 failure and inverter 2 failure warning systems, see C-12-114-OF0/MF-001.</p> <p>17. To check the operation of the generator failure warning system, see C-12-114-OF0/MF-001.</p> <p>18. To check the operation of the fire and overheat warning systems, see Part 5.</p> <p>19. To check the operation of the speed brake out advisory system, see C-12-114-OA0/MF-001.</p> <p>20. To check the operation of the elevator trim take-off position advisory system, see C-12-114-OA0/MF-001.</p> <p>21. To check the operation of the canopy unlocked warning system, see C-12-114-OA0/MF-001.</p> <p>22. To check the operation of the windshield de-ice system proceed as follows:</p> <ol style="list-style-type: none"> a. Set dc selector switch to BATT position. b. Set WSHLD DE-ICE control switch to ON position and note that capsule 15 on annunciator panel illuminates and that neither the MASTER CAUTION or MASTER WARNING lights are flashing. c. Return both switches to the OFF positions. d. Set DC selector switch to BATT position. e. Pull GND SAFETY circuit breaker (CB1GA) in nose compartment to simulate aircraft airborne. f. Select WSHDL DE-ICE switch to ON. Capsule 15 should illuminate and valve should open. When valve is fully open, select WSHDL DE-ICE switch to OFF. The valve will close. Capsule 15 should remain illuminated until the valve is fully closed and then extinguish. Again, note that the MASTER WARNING and MASTER CAUTION lights are not flashing during this check. | <p>i. Mettre hors tension le bus c.c. essentiel n° 1 du poste de pilotage.</p> <p>15. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme basse pression carburant, voir C-12-114-OD0/MF-001.</p> <p>16. Pour vérifier le fonctionnement des alarmes de panne convertisseurs 1 et 2, voir C-12-114-OF0/MF-001.</p> <p>17. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme de panne génératrice, voir C-12-114-OF0/MF-001.</p> <p>18. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme incendie et surchauffe, voir Partie 5.</p> <p>19. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme aérofreins sortis, voir C-12-114-OA0/MF-001.</p> <p>20. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme de position décollage du compensateur de profondeur, voir C-12-114-OA0/MF-001.</p> <p>21. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme verrière déverrouillée, voir C-12-114-OA0/MF-001.</p> <p>22. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme de dégivrage pare-brise, procéder comme suit :</p> <ol style="list-style-type: none"> a. Mettre le sélecteur d'alimentation c.c. sur BATT. b. Mettre l'interrupteur WSHLD DE-ICE sur ON et vérifier que le voyant 15 du panneau annunciateur s'allume et que ni le voyant MASTER CAUTION ni le voyant MASTER WARNING ne clignote. c. Remettre le sélecteur et l'interrupteur sur OFF. d. Mettre le sélecteur DC sur BATT. e. Désenclencher le disjoncteur GND SAFETY (CB1GA) dans le compartiment avant pour simuler une situation d'avion en vol. f. Mettre l'interrupteur WSHLD DE-ICE sur ON. Le voyant 15 devrait s'allumer et la vanne devrait s'ouvrir. Une fois que la vanne est complètement ouverte, mettre l'interrupteur WSHLD DE-ICE sur OFF. La vanne se fermera. Le voyant 15 devrait rester allumé jusqu'à ce que la vanne soit complètement fermée, puis il devrait s'éteindre. Il faut noter encore que les voyants MASTER WARNING et MASTER CAUTION ne clignotent pas pendant cette vérification. |
|--|---|

- g. Select DC selector switch to OFF and reset GND SAFETY circuit breaker.



Do not operate ENG START switch when performing this check. For action to be taken after a battery start has been performed, see [C-12-114-0F0/MF-001](#), Part 2.

23. To check the operation of the high oil temperature warning system, see [C-12-114-0D0/MF-001](#).

24. To check the operation of the zone 2 bleed open advisory system, see [C-12-114-0D0/MF-001](#).

- g. Mettre le sélecteur DC sur OFF et réenclencher le disjoncteur GND SAFETY.



Ne pas manoeuvrer l'interrupteur ENG START pendant l'essai. Pour les mesures à prendre après un démarrage sur batteries, voir [C-12-114-0F0/MF-001](#), Partie 2.

23. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme de température élevée huile, voir [C-12-114-0D0/MF-001](#).

24. Pour vérifier le fonctionnement de l'alarme de vanne de prélèvement zone 2 ouverte, voir [C-12-114-0D0/MF-001](#).

PART 7**SMOKE SYSTEM****GENERAL****DESCRIPTION**

1. The smoke system is installed on Snowbird aircraft only. The system can be controlled either by the LH or RH side. There are two smoke tanks installed on existing pylons. The tanks contain diesel fuel under pressure. The diesel fuel is released through discharge nozzles into the exhaust to produce smoke.

OPERATION

2. The essential bus No. 2 supplies 28 Vdc to the system through the SMK GEN circuit-breaker to the LH and RH SMOKE ARM switches. SMK ON indicator lights are located on the LH, RH and centre windshield frames, illuminating when the system is armed and operating. The system can be armed using LH or RH SMOKE ARM switches, located on instrument panel and LH side console, providing power to the trigger switches on the LH and RH control columns. The COCKPIT CONTROL SELECTOR switch, located on the instrument panel, is used to select either LH or RH TANK SEL switches. The TANK SEL switches, installed on LH side console and centre console, are then used to select the PORT or STBD smoke tanks.

3. Once a smoke tank has been selected, the trigger switch on either LH or RH control column can be activated. This will provide power from essential bus No. 1, routed through SMK FAIL SAFE circuit-breaker to fail-safe relay R1 (K5SG) or R2 (K6SG) and then to the port or starboard smoke valves. As a result, the diesel fuel from either tank will flow through the nozzles into the exhaust and generate smoke.

SMOKE SYSTEM COMPONENTS**COMPONENT LOCATIONS**

4. For a list of components and their locations of the smoke system, see [Figure 7-1](#).

PARTIE 7**SYSTÈME DE GÉNÉRATION DE FUMÉE****GÉNÉRALITÉS****DESCRIPTION**

1. Le système de génération de fumée est posé à bord des avions Snowbird seulement. Il peut être commandé à partir du côté gauche ou droit. Deux réservoirs de carburant à fumée sont montés sur les mâts existants. Ces réservoirs contiennent du carburant diesel sous pression. Le carburant diesel est relâché par l'intermédiaire de buses de décharge, afin de produire de la fumée.

FONCTIONNEMENT

2. Le bus essentiel n° fournit une tension 28 volts c.c., via le disjoncteur SMK GEN, aux interrupteurs LH et RH SMOKE ARM. Les voyants indicateurs SMK ON, situés sur les cadres des pare-brise gauche, droit et central, s'allument quand le système est armé et mis en fonctionnement. On peut armer le système grâce aux interrupteurs LH et RH SMOKE ARM, situés sur le tableau de bord et sur la console gauche, pour mettre sous tension les interrupteurs de décharge situés sur les manches de commande gauche et droit. Le sélecteur COCKPIT CONTROL SELECTOR, situé sur le tableau de bord, permet de sélectionner un des deux sélecteurs LH ou RH TANK SEL. Les sélecteurs TANK SEL, montés sur la console gauche et sur le pylône de commande, permettent ensuite de sélectionner un des réservoirs de carburant à fumée PORT ou STBD.

3. Une fois qu'on a sélectionné un des réservoirs de carburant à fumée, l'interrupteur de décharge sur le manche de commande gauche ou droit peut être activé. Ceci achemine l'alimentation du bus essentiel n° 1, via le disjoncteur SMK FAIL SAFE, au relais à sûreté intégrée R1 (K5SG) ou R2 (K6SG), puis au robinet de commande de fumée gauche ou droit. Ainsi, le carburant diesel d'un des deux réservoirs traversera les buses pour atteindre l'échappement et générer de la fumée.

**COMPOSANTS DU
SYSTÈME DE GÉNÉRATION DE FUMÉE****EMPLACEMENT DES COMPOSANTS**

4. Pour la liste des composants du système de génération de fumée ainsi que leur emplacement, voir [figure 7-1](#).

Component Composant	Location Emplacement
28 Vdc essential bus No. 2 Bus 28 V c.c. essentiel n° 2	Upper circuit-breaker panel Panneau disjoncteurs supérieur
RH SMOKE ARM switch (S15G) Interrupteur RH SMOKE ARM (S15G)	Instrument panel Tableau de bord
LH SMOKE ARM switch (S2SG) Interrupteur LH SMOKE ARM (S2SG)	LH console Console gauche
SMK ON light (DS2SG) Voyant SMK ON (DS2SG)	LH windshield Pare-brise gauche
SMK ON light (DS1SG) Voyant SMK ON (DS1SG)	Centre windshield Pare-brise central
Alternate position for SMK ON light Position de rechange pour le voyant SMK ON	RH windshield Pare-brise droit
LH trigger switch (S1C) Interrupteur de décharge gauche (S1C)	LH control column Manche de commande gauche
RH trigger switch (S2C) Interrupteur de décharge droit (S2C)	RH control column Manche de commande droit
SMK GEN CONT UNIT	LH console Console gauche
TANK SEL switch (S3SG) Sélecteur TANK SEL (S3SG)	LH console Console gauche
COCKPIT CONTROL SELECTOR switch (S2EX) Sélecteur COCKPIT CONTROL SELECTOR (S2EX)	Instrument panel Tableau de bord
TANK SEL switch (S4SG) Sélecteur TANK SEL (S4SG)	Centre console Pylône de commande

Figure 7-1 (Sheet 1 of 2) Smoke System Components and Location
 Figure 7-1 (feuille 1 de 2) Système de génération de fumée – composants et emplacement

Component Composant	Location Emplacement
SMK FAIL SAFE 1 (K5SG)	LH console Console gauche
SMK FAIL SAFE 2 (K6SG)	LH console Console gauche
28 Vdc essential No. 1 Bus 28 V c.c. essentiel n° 1	Upper circuit-breaker panel Panneau disjoncteurs supérieur
Smoke valve (PS3G) Robinet de commande de fumée (PS3G)	Port aft section Section arrière gauche
Smoke valve (PS4G) Robinet de commande de fumée (PS4G)	Stbd aft section Section arrière droite

Figure 7-1 (Sheet 2 of 2) Smoke System Components and Location
 Figure 7-1 (feuille 2 de 2) Système de génération de fumée – composants et emplacement

SMOKE TANKS

5. There are two smoke fuel tanks (port and starboard) installed on existing pylons. The capacity of each tank is 84.1 litres (18.5 gal) and they are pressurized at 103 ± 14 kPa (15 ± 2 psi). The filler caps are located on top of the tanks and they allow the refill of diesel fuel.

SMOKE SYSTEM OPERATION CHECK

6. Pull out circuit-breakers on the centre console as follows:

- a. SMK GEN
- b. SMK FAIL SAFE
- c. XCKPT

7. Set switches as follows:

- a. SMOKE ARM (both) OFF
- b. TANK SEL (both) PORT
- c. COCKPIT CONTROL SELECTOR LH

8. Apply 28 Vdc ground power supply to aircraft and reset the circuit-breakers as follows:

- a. SMK GEN
- b. SMK FAIL SAFE
- c. XCKPT

9. Check that trigger switches are inoperative.

10. Set LH SMOKE ARM switch to ON. Pull and release trigger switch on LH control column and check that the following occurs:

- a. LH smoke control valve opens.
- b. SMK ON lights illuminate.

11. Pull and release LH trigger switch and check that the following occurs:

- a. LH smoke control valve closes.
- b. SMK ON lights extinguish.

RÉSERVOIRS DE CARBURANT À FUMÉE

5. Deux réservoirs de carburant à fumée (gauche et droit) sont montés sur les mâts existants. Chaque réservoir a une capacité de 84.1 litres (18.5 gal) et est mis sous pression à 103 ± 14 kPa (15 ± 2 lb/po²). Les bouchons de remplissage sont situés au sommet des réservoirs et permettent de faire l'appoint en carburant diesel.

VÉRIFICATION D'ÉTAT DE MARCHÉ

6. Désenclencher les disjoncteurs suivants sur le pylône de commande :

- a. SMK GEN
- b. SMK FAIL SAFE
- c. XCKPT

7. Régler les commutateurs comme suit :

- a. SMOKE ARM (les deux) OFF
- b. TANK SEL (les deux) PORT
- c. COCKPIT CONTROL SELECTOR LH

8. Appliquer l'alimentation 28 V c.c. de parc à l'avion et enclencher les disjoncteurs suivants :

- a. SMK GEN
- b. SMK FAIL SAFE
- c. XCKPT

9. Vérifier que les interrupteurs de décharge ne fonctionnent pas.

10. Mettre l'interrupteur LH SMOKE ARM sur ON. Tirer et relâcher l'interrupteur de décharge sur le manche de commande gauche et vérifier que les conditions suivantes sont remplies :

- a. Le robinet de commande de fumée gauche s'ouvre.
- b. Les voyants SMK ON s'allument.

11. Tirer et relâcher l'interrupteur de décharge de gauche et vérifier que les conditions suivantes sont remplies :

- a. Le robinet de commande de fumée gauche se ferme.
- b. Les voyants SMK ON s'éteignent.

12. Switch LH console TANK SEL switch to STBD. Repeat [Steps 10 and 11](#) above for RH smoke control valve.

13. Repeat [Steps 9, 10 and 11](#) above with COCKPIT CONTROL SELECTOR switch to RH using centre console mounted TANK SEL SMOKE ARM and control column trigger switches.

14. Check operation of fail-safe relays as follows:

- a. Carry out procedure detailed in [Step 10](#).
- b. Pull out SMK GEN circuit-breaker and check that smoke control valve shuts off and SMK ON lights extinguish.
- c. Reset SMK GEN circuit-breaker and check that smoke control valve opens and SMK ON lights illuminate.

15. Select RH SMOKE ARM switch to OFF and return COCKPIT CONTROL SELECTOR switch to LH. Disconnect 28 Vdc ground power supply.

SMOKE SYSTEM FUNCTIONAL CHECK

16. Test procedure is as follows:

- a. Install test pressure gauge to smoke system ground servicing connection.
- b. Check engine oil level and refuel aircraft.
- c. Check engine intake area for debris via intake access panel. Install air intake screens.
- d. Put approximately 22.7 litres (5.0 gal) of diesel in each smoke tank.
- e. Set switches, controls and circuit-breakers as follows:

- | | |
|-----------------------------------|-----|
| (1) SMK GEN circuit-breaker | OUT |
| (2) SMK FAIL SAFE circuit-breaker | OUT |

12. Sur la console gauche, mettre le sélecteur TANK SEL sur STBD. Répéter les [étapes 10 et 11](#) ci-dessus pour le robinet de commande de fumée droit.

13. Répéter les [étapes 9, 10 et 11](#) ci-dessus, avec le sélecteur COCKPIT CONTROL SELECTOR sur RH, au moyen des commutateurs TANK SEL, SMOKE ARM, et des interrupteurs de décharge montés sur le pylône de commande.

14. Vérifier le fonctionnement des relais à sûreté intégrée comme suit :

- a. Effectuer la procédure détaillée à [l'étape 10](#).
- b. Désenclencher le disjoncteur SMK GEN et vérifier que le robinet de commande de fumée se ferme et que les voyants SMK ON s'éteignent.
- c. Enclencher le disjoncteur SMK GEN et vérifier que le robinet de commande de fumée s'ouvre et que les voyants SMK ON s'allument.

15. Mettre l'interrupteur RH SMOKE ARM sur OFF et remettre le sélecteur COCKPIT CONTROL SELECTOR sur LH. Débrancher l'alimentation 28 V c.c. de parc.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU SYSTÈME DE GÉNÉRATION DE FUMÉE

16. La procédure d'essai est la suivante :

- a. Brancher l'indicateur de pression d'essai au raccord d'entretien au sol du système de génération de fumée.
- b. Vérifier le niveau d'huile moteur et faire l'avitaillement de l'avion.
- c. Vérifier que la zone d'entrée d'air moteur est exempte de débris, par le panneau d'accès de l'entrée d'air. Poser les grilles d'entrée d'air.
- d. Verser environ 22.7 litres (5.0 gal) de carburant diesel dans chaque réservoir de carburant à fumée.
- e. Régler les commutateurs, commandes et disjoncteurs comme suit :

- | | |
|-------------------------------|--------------|
| (1) Disjoncteur SMK GEN | Désenclenché |
| (2) Disjoncteur SMK FAIL SAFE | Désenclenché |

- | | | |
|-----|---------------------------------|-----|
| (3) | XCKPT circuit-breaker | OUT |
| (4) | SMOKE ARM switch | OFF |
| (5) | COCKPIT CONTROL SELECTOR switch | LH |

- f. Carry out final check of aircraft and run up area, start engine and carry out ground run in accordance with [C-12-114-000/MF-001](#).

NOTE

With engine running, smoke system is always pressurized and engine can only be shut down on centre throttle.



Ensure that during engine run up, smoke system air pressure does not exceed 172.4 kPa (25 psi).

- g. With engine running, set throttle to 90 per cent. Allow smoke system pressure to stabilize and adjust regulator to give a system pressure of 103 ±14 kPa (15 ±2 psi).

- h. Set switches and circuit-breakers as follows:

- | | | |
|-----|-------------------------------|------|
| (1) | TANK SEL switch (both) | PORT |
| (2) | XCKPT circuit-breaker | IN |
| (3) | SMK GEN circuit-breaker | IN |
| (4) | SMK FAIL SAFE circuit-breaker | IN |

- i. Select SMOKE ARM switch to ON and operate trigger switch on control column. Observer to check that smoke is emitted from LH discharge nozzle and there is no rapid drop in system pressure. Cockpit: check that SMK ON lights are illuminated.

- | | | |
|-----|------------------------------------|--------------|
| (3) | Disjoncteur XCKPT | Désenclenché |
| (4) | Interrupteur SMOKE ARM | OFF |
| (5) | Sélecteur COCKPIT CONTROL SELECTOR | LH |

- f. Effectuer la vérification finale de l'avion et de la zone de point fixe, mettre le moteur en marche, puis effectuer le point fixe conformément à [C-12-114-000/MF-001](#).

NOTA

Quand le moteur est en marche, le système de génération de fumée est toujours sous pression et le moteur ne peut être arrêté que par la manette de poussée centrale.



S'assurer que, pendant le point fixe moteur, la pression d'air du système de génération de fumée ne dépasse pas 172.4 kPa (25 lb/po²).

- g. Pendant que le moteur est en marche, amener la manette à 90 pour cent. Laisser la pression du système de génération de fumée se stabiliser et régler le régulateur pour obtenir une pression du système égale à 103 ±14 kPa (15 ±2 lb/po²).

- h. Régler les commutateurs et disjoncteurs comme suit :

- | | | |
|-----|-------------------------------|-----------|
| (1) | Sélecteur TANK SEL (les deux) | PORT |
| (2) | Disjoncteur XCKPT | Enclenché |
| (3) | Disjoncteur SMK GEN | Enclenché |
| (4) | Disjoncteur SMK FAIL SAFE | Enclenché |

- i. Mettre l'interrupteur SMOKE ARM sur ON et actionner l'interrupteur de décharge sur le manche de commande. Un observateur doit vérifier que de la fumée s'échappe de la buse de décharge gauche et qu'il n'y a pas de baisse rapide de la pression du système. Dans le poste de pilotage, vérifier que les voyants SMK ON sont allumés.

NOTE

Station an observer outside the aircraft who is visible to man in cockpit and who can observe diesel discharge nozzle and test pressure gauge.

- j. Pull and release trigger switch to cut off smoke. Check that SMK ON lights are extinguished and smoke stops from discharge nozzle within 1 to 2 seconds.
- k. Select STBD on LH TANK SEL switch. Repeat Steps j and k above and check that smoke is emitted from RH discharge nozzle.
- l. Shut throttle to ground idle, select RH on COCKPIT CONTROL SELECTOR switch. Open throttle to 90 per cent, select STBD from TANK SEL switch on centre console and repeat Steps j through l using RH trigger.
- m. Check fail-safe circuit during smoke generation by pulling out SMK GEN circuit-breaker; smoke should cease. Push in SMK GEN circuit-breaker; smoke should re-start.
- n. Shut throttle to ground idle and check that the following occurs:
 - (1) No diesel/air leaks in system.
 - (2) No diesel smell in cockpit with cabin air conditioning switched on.
- o. Open throttle to 100 per cent and check air pressure does not exceed 124 kPa (18 psi).
- p. Stop engine and check leak rate of system (not to exceed 14 kPa/hour [2 psi/hour].)
- q. Remove test pressure gauges and wire lock pressure regulator adjustment wheel.

NOTA

Poster un observateur à l'extérieur de l'avion, de façon à ce qu'il soit visible à la personne située dans le poste de pilotage et qu'il puisse observer la buse de décharge de carburant diesel et l'indicateur de pression d'essai.

- j. Tirer et relâcher l'interrupteur de décharge de gauche pour arrêter la génération de fumée. Vérifier que les voyants SMK ON sont éteints et que la fumée cesse de s'échapper de la buse de décharge en moins de 1 ou 2 secondes.
- k. Mettre le sélecteur LH TANK SEL sur STBD. Répéter les étapes j et k ci-dessus et vérifier que de la fumée s'échappe de la buse de décharge droite.
- l. Ramener la manette de poussée au ralenti sol, puis mettre le sélecteur COCKPIT CONTROL SELECTOR sur RH. Amener la manette de poussée à 90 pour cent, mettre le sélecteur TANK SEL du pylône de commande sur STBD, puis répéter les étapes j à m au moyen de l'interrupteur de décharge de droite.
- m. Pendant la génération de fumée, vérifier le circuit de sûreté intégrée en désenclenchant le disjoncteur SMK GEN; la génération de fumée devrait cesser. Enclencher le disjoncteur SMK GEN; la génération de fumée devrait reprendre.
- n. Ramener la manette de poussée au ralenti sol et vérifier que les conditions suivantes sont remplies :
 - (1) Aucune fuite d'air ou de carburant diesel dans le système.
 - (2) Aucune odeur de diesel dans le poste de pilotage quand le conditionnement d'air cabine est en marche.
- o. Amener la manette de poussée à 100 pour cent et vérifier que la pression d'air ne dépasse pas 124 kPa (18 lb/po².)
- p. Arrêter le moteur et vérifier le débit de fuite du système (ne doit pas dépasser 14 kPa par heure [2 lb/po² par heure]).
- q. Retirer les indicateurs de pression d'essai et freiner au fil la molette de réglage du régulateur de pression.

REFUELLING SMOKE TANKS

WARNING

All safety precautions detailed in C-12-040-004/TS-001 shall be carried out.

• • • • • • CAUTION • • • • • •

Ensure filler cap vent elbow is directed to rear of aircraft on RH smoke tank.

17. The smoke fuel tanks can be refuelled through the single filler unit on top of each tank.

REMPLISSAGE DES RÉSERVOIRS DE CARBURANT À FUMÉE

AVERTISSEMENT

Toutes les mesures de sécurité détaillées dans C-12-040-004/TS-001 doivent être observées.

• • • • • • ATTENTION • • • • • •

Sur le réservoir de carburant à fumée droit, s'assurer que le coude de mise à l'air libre du bouchon de remplissage est orienté vers l'arrière de l'avion.

17. Les réservoirs de carburant à fumée peuvent être remplis grâce à la prise de remplissage unique située au sommet de chaque réservoir.

LIST OF ABBREVIATIONS

A/I	Anti-icing	IND	Indicator
AC, ac	Alternating current	INT	Internal/interior/interference
ASSY	Assembly	LDG	Landing
AUTO	Automatic	LH	Left-hand
BATT	Battery	LT	Light
BRT	Bright	MODS	Modifications
CKPT	Cockpit	NC	Normally closed
CCW	Counter-clockwise	NEG	Negative
COM	Common	NO	Normally opened
COND	Conditioning	O'RIDE	Override
CONT	Control	OD	Outside diameter
CW	Clockwise	OVHT, O/HEAT	Overheat
DC, dc	Direct current	PD	Pedestal
DETECT	Detection	POS	Positive/position
DIFF	Differential	PWR	Power
DISC	Disconnect	REF	Reference
ELEV	Elevator	RH	Right-hand
ENG	Engine	S/O	Shut-off
ESS	Essential	STA	Station
EXT	External/exterior	SW	Switch
FS	Fuselage station	SYST	System
FWD/F/W	Forward	T/OFF, T/O	Takeoff
GEN	Generator	TEMP	Temperature
GND, GRD	Ground	WARN	Warning
INCORP/INC	Incorporated	WSHLD	Windshield

(français à la page LA-F-1)

LISTE DES ABRÉVIATIONS

ANNONC	Annonciateur	INTERD	Interdiction
ARR	Arrière	INTERR	Interrupteur
ATT	Atterrissage	MIN	Minute
AV	Avant	MOD	Modificatif
AVERT	Avertissement	PANN	Panneau
BATT	Batterie	PIL	Pilotage
BOÎT	Boîtier	PRESS	Pression
C.A.	Courant alternatif	PRINC	Principal
C.C.	Courant continu	RÉACT	Réacteur
CARB	Carburant	REFROID	Refroidissement
CLIGNOT	Clignotant	SAH	Sens antihoraire
COMM	Commande	SAILL	Saillant
COND	Conditionnement	SH	Sens horaire
CONN	Connecteur	STA	Station
D	Droit(e)	SURCH	Surchauffe
DÉTECT	Détection	SYST	Système
ESS	Essentiel	TABL	Tableau
EXT	Extérieur	TEMP	Température
FRÉQ	Fréquence	TEMPOR	Temporisateur
G	Gauche	TRAV	Traversée
INDIC	Indicateur	V	Volt
INT	Intérieur		

(English on page LA-E-1)

