



National
Defence

Défense
nationale

C-12-114-OEO/MF-001

DESCRIPTION AND MAINTENANCE INSTRUCTIONS

CT114 TUTOR

INSTRUMENTS

(BILINGUAL)

DESCRIPTION ET INSTRUCTIONS DE MAINTENANCE

CT114 TUTOR

INSTRUMENTS

(BILINGUE)

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

OPI: DAEPM (FT) 5-2
BPR : DPEAG (AE et C) 5-2

2002-09-01
Ch/Mod 2 2005-04-18

Canada

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

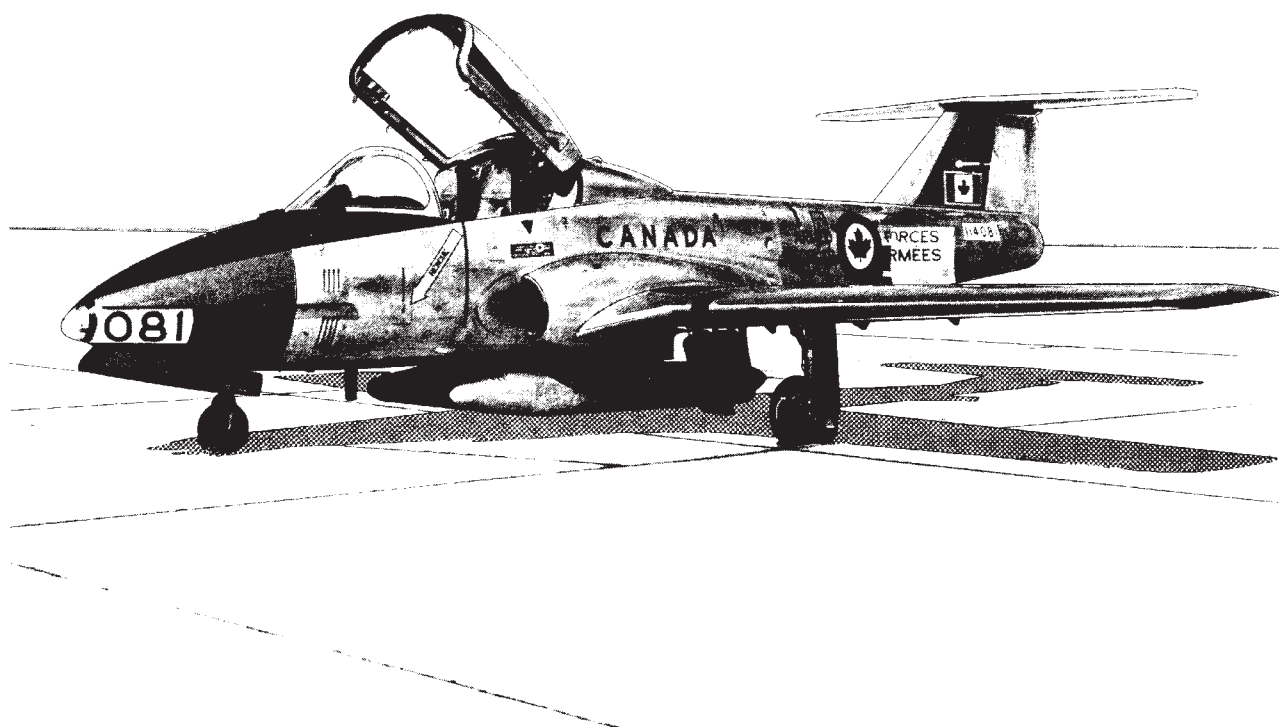
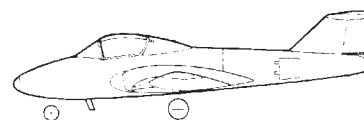
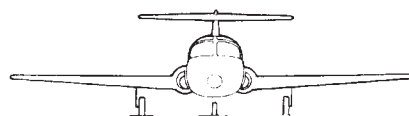
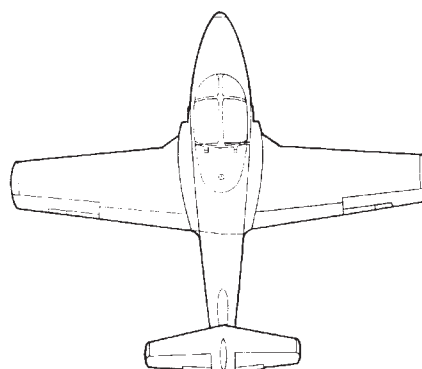
Les dates de publication pour les pages originales et les pages modifiées sont :

Original	0	2002-09-01	Ch/Mod	2	2005-04-18
Ch/Mod	1	2004-11-01					

Zéro dans la colonne des modificatifs indique une page originale. La présente publication comprend 152 pages réparties de la façon suivante :

Page No./Numéro de page	Change No./ Numéro de modificatif	Page No./Numéro de page	Change No./ Numéro de modificatif
Title/Titre 2	2-5-1 to/à 2-5-6 0
A 2	2-5-7 2
i to/à x 0	2-5-8 to/à 2-5-10 0
1-1/1-2 0	3-1 to/à 3-17/3-18 0
2-1-1 to/à 2-1-12 0	4-1 to/à 4-4 0
2-1-13 2	4-5 to/à 4-6 1
2-1-14 to/à 2-1-20 0	4-7/4-8 0
2-2-1 to/à 2-2-18 0	5-1 to/à 5-49/5-50 0
2-3-1 to/à 2-3-3/2-3-4 0	LA-E-1 to/à LA-E-2 0
2-4-1 to/à 2-4-6 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/134	Inc	C-12-114-000/CF-438	Inc
C-12-114-000/CF-278	Inc	C-12-114-000/CF-467	Inc
C-12-114-000/CF-356	Inc	C-12-114-000/CF-469	Inc
C-12-114-000/CF-357	Inc	C-12-114-000/CF-513	Inc
C-12-114-000/CF-375	Inc	C-12-114-000/CF-515	Inc
C-12-114-000/CF-377	Inc	C-12-114-000/CF-520	Inc
C-12-114-000/CF-385	Inc	C-12-114-000/CF-526	Inc
C-12-114-000/CF-390	Inc		
C-12-114-000/CF-391	Inc		
C-12-114-000/CF-400	Inc		
C-12-114-000/CF-433	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>* – 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
PART 2 – INSTRUMENTS	2-1-1
Section 1 – Flight Instruments	2-1-1
GENERAL DESCRIPTION	2-1-1
General	2-1-1
Instrument Panel	2-1-1
Index and Range Markings	2-1-1
ALTIMETER	2-1-1
AIRSPPEED INDICATORS	2-1-5
VERTICAL SPEED INDICATORS	2-1-5
MACHMETERS	2-1-5
TURN AND SLIP INDICATORS	2-1-5
General	2-1-5
Principles of Operation	2-1-6
ATTITUDE INDICATORS	2-1-6
General	2-1-6
Principles of Operation	2-1-6
FUNCTIONAL CHECK OF TURN AND SLIP INDICATOR AND ATTITUDE SYSTEM	2-1-9
Equipment	2-1-9
Phase Sequence and Voltage Checks	2-1-10
Power Failure Warning and Instrument Alignment Check	2-1-13
Gyro Fast Erection Check	2-1-19
AIRCRAFT CLOCK	2-1-19
ACCELEROMETER	2-1-19
Section 2 – Power Plant Instruments	2-2-1
GENERAL DESCRIPTION	2-2-1
ENGINE OIL PRESSURE SYSTEM	2-2-1
EXHAUST GAS TEMPERATURE (EGT) INDICATOR	2-2-1
FUNCTIONAL CHECK OF EGT	2-2-2
Equipment	2-2-2
EGT Circuit Check	2-2-2
EGT Circuit Resistance Check	2-2-6

TABLE DES MATIÈRES

	PAGE
PARTIE 1 – RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX	1-1
OBJET	1-1
PARTIE 2 – INSTRUMENTS	2-1-1
Section 1 – Instruments de vol	2-1-1
DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS	2-1-1
Généralités	2-1-1
Tableau de bord	2-1-1
Repères d'orientation et de plage	2-1-1
ALTIMÈTRE	2-1-1
ANÉMOMÈTRES	2-1-5
VARIOMÈTRES	2-1-5
MACHMÈTRES	2-1-5
INDICATEURS DE VIRAGE ET DE GLISSADE	2-1-5
Généralités	2-1-5
Fonctionnement	2-1-6
HORIZONS ARTIFICIELS	2-1-6
Généralités	2-1-6
Fonctionnement	2-1-6
VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DES INDICATEURS DE VIRAGE ET DE GLISSADE ET DU CIRCUIT D'HORIZON ARTIFICIEL	2-1-9
Matériel	2-1-9
Vérification de l'ordre des phases et de la tension	2-1-10
Vérification de l'alarme de panne d'alimentation et du blocage des instruments	2-1-13
Vérification d'érection rapide du gyroscope	2-1-19
HORLOGE	2-1-19
ACCÉLÉROMÈTRE	2-1-19
Section 2 – Instruments réacteur	2-2-1
DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS	2-2-1
CIRCUIT D'INDICATION DE PRESSION D'HUILE RÉACTEUR	2-2-1
INDICATEUR DE TEMPÉRATURE DES GAZ D'ÉCHAPPEMENT (EGT)	2-2-1
VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DE L'INDICATEUR EGT	2-2-2
Matériel	2-2-2
Vérification du circuit EGT	2-2-2
Vérification de résistance du circuit EGT	2-2-6

CONTENTS (Cont)

	PAGE
EGT Circuit Insulation Check	2-2-8
EGT Indicator Check	2-2-9
ENGINE TACHOMETER	2-2-9
ENGINE LIFE MONITOR.....	2-2-11
FUEL QUANTITY AND LOW LEVEL INDICATING SYSTEM	2-2-11
General.....	2-2-11
Fuel Quantity Indicator	2-2-12
Fuel Quantity Probes	2-2-12
Calibration.....	2-2-12
Fuel Low Level Indication – Circuit Check	2-2-17
 Section 3 – Position Indicators	 2-3-1
GENERAL DESCRIPTION.....	2-3-1
WING FLAP POSITION INDICATOR.....	2-3-1
LANDING GEAR POSITION INDICATORS.....	2-3-1
 Section 4 – Miscellaneous Instruments	 2-4-1
GENERAL DESCRIPTION.....	2-4-1
REGISTERING ACCELEROMETERS	2-4-1
FUNCTIONAL CHECK OF REGISTERING ACCELEROMETER SYSTEM.....	2-4-2
OXYGEN PRESSURE INDICATOR	2-4-2
HYDRAULIC PRESSURE INDICATING SYSTEM.....	2-4-4
General.....	2-4-4
Calibration.....	2-4-4
CABIN ALTITUDE INDICATOR	2-4-6
 Section 5 – Servoed Altimeter System	 2-5-1
GENERAL DESCRIPTION.....	2-5-1
OPERATION	2-5-1
Servoed Altimeter.....	2-5-1
Altitude Computer-Indicator.....	2-5-2
TEST RECEPTACLE	2-5-7
REFERENCES.....	2-5-7
POWER DISTRIBUTION	2-5-7
CORRECTION CARD	2-5-8
FUNCTIONAL CHECKS.....	2-5-8
General.....	2-5-8
Power Check	2-5-8

TABLE DES MATIÈRES (suite)

	PAGE
Vérification de résistance d'isolement du circuit EGT	2-2-8
Vérification de l'indicateur EGT	2-2-9
TACHYMÈTRE RÉACTEUR	2-2-9
CONTRÔLEUR DE DURÉE DE VIE RÉACTEUR.....	2-2-11
CIRCUIT D'INDICATION DE QUANTITÉ ET D'ALARME DE BAS NIVEAU CARBURANT	2-2-11
Généralités	2-2-11
Indicateur de quantité carburant.....	2-2-12
Sondes de quantité carburant.....	2-2-12
Étalonnage	2-2-12
Vérification du circuit d'alarme de bas niveau carburant.....	2-2-17
 Section 3 – Indicateurs de position	 2-3-1
DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS	2-3-1
INDICATEUR DE POSITION VOILETS	2-3-1
INDICATEURS DE POSITION TRAIN D'ATERRISSAGE	2-3-1
 Section 4 – Instruments divers	 2-4-1
DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS	2-4-1
ACCÉLÉROMÈTRES ENREGISTREURS	2-4-1
VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT DES ACCÉLÉROMÈTRES ENREGISTREURS	2-4-2
INDICATEUR DE PRESSION D'OXYGÈNE	2-4-2
CIRCUIT D'INDICATION DE PRESSION HYDRAULIQUE	2-4-4
Généralités	2-4-4
Étalonnage	2-4-4
ALTIMÈTRE CABINE	2-4-6
 Section 5 – Circuit de l'altimètre asservi	 2-5-1
DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS	2-5-1
FONCTIONNEMENT	2-5-1
Altimètre asservi	2-5-1
Calculateur-indicateur d'altitude	2-5-2
PRISE D'ESSAI.....	2-5-7
RÉFÉRENCES.....	2-5-7
DISTRIBUTION ÉLECTRIQUE	2-5-7
CARTE DE CORRECTION	2-5-8
VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT	2-5-8
Généralités	2-5-8
Vérification de l'alimentation.....	2-5-8

CONTENTS (Cont)

	PAGE
Serviceability Check	2-5-10
PART 3 – PITOT-STATIC SYSTEM	3-1
GENERAL DESCRIPTION	3-1
PITOT-STATIC PRESSURE SYSTEM	3-1
FUNCTIONAL CHECKS	3-1
Equipment	3-1
Pitot-Static Line Cleaning	3-4
Inspection	3-4
Pitot Head Heater Test	3-5
Altimeter Power and Serviceability Checks	3-5
Pitot-Static System Functional and Leak Test	3-6
Pitot-Static Line Leak Test	3-8
Mode C Check	3-9
Encoder Circuit Check	3-10
PART 4 – NAVIGATIONAL INSTRUMENTS	4-1
GENERAL DESCRIPTION	4-1
COMPASS SYSTEM	4-1
THEORY OF OPERATION	4-1
FUNCTIONAL CHECKS	4-1
Equipment	4-1
Voltage and Sequence Check	4-2
Compass System	4-6
STANDBY COMPASS	4-7
PART 5 – OPERATIONAL LOADS MONITORING SYSTEM	5-1
INTRODUCTION	5-1
General	5-1
Description	5-1
CP-5124/AN/AYQ-507 Data Acquisition Unit (DAU)	5-1
T-5113/AYQ-507 Pressure Transducer Module	5-8
MX-5270/AYQ-507 Accelerometer, Roll Rate Module	5-8
Strain Gauge Assemblies	5-8
Ground Support System	5-9
SYSTEM MAINTENANCE	5-12
Introduction	5-12
DAU BIT Indicators	5-12

TABLE DES MATIÈRES (suite)

	PAGE
Vérification d'état de marche	2-5-10
PARTIE 3 – SYSTÈME PITOT-STATIQUE	3-1
DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS	3-1
SYSTÈME DE PRESSION PITOT-STATIQUE	3-1
VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT	3-1
Matériel	3-1
Nettoyage des conduites Pitot-statique	3-4
Inspection	3-4
Essai du réchauffeur de tube Pitot	3-5
Vérifications de l'alimentation et de l'état de marche de l'altimètre	3-5
Essai de fonctionnement et d'étanchéité du système Pitot-statique	3-6
Essai d'étanchéité des conduites Pitot-statique	3-8
Vérification du Mode C	3-9
Vérification des circuits de codage	3-10
PARTIE 4 – INSTRUMENTS DE NAVIGATION	4-1
DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS	4-1
COMPAS	4-1
FONCTIONNEMENT	4-1
VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT	4-1
Matériel	4-1
Vérification de l'ordre des phases et de la tension	4-2
Compas	4-6
COMPAS DE SECOURS	4-7
PARTIE 5 – SYSTÈME DE SURVEILLANCE DES CHARGES OPÉRATIONNELLES	5-1
INTRODUCTION	5-1
Généralités	5-1
Description	5-1
Boîtier d'acquisition de données (DAU) CP-5124/AN/AYQ-507	5-1
Module transducteur de pression T-5113/AYQ-507	5-8
MX-5270/AYQ-507 accéléromètre, module de vitesse angulaire de roulis	5-8
Jauges de contrainte	5-8
Système de soutien au sol	5-9
MAINTENANCE DU SYSTÈME	5-12
Introduction	5-12
Indicateurs de BIT du DAU	5-12

CONTENTS (Cont)

	PAGE
Downloading.....	5-12
DAU Parameter Programming.....	5-24
BIT Failure Indication	5-25
Rate Transducer Assembly Removal	5-29
Rate Transducer Assembly Installation.....	5-33
Pressure Transducer Module Removal	5-33
Pressure Transducer Module Installation	5-34
Data Acquisition Unit (DAU) Removal	5-34
Data Acquisition Unit (DAU) Installation	5-35
Strain Gauges.....	5-35
DAU Clock Battery	5-44
CHECK FLIGHT REQUIREMENT	5-45
OLM System Serviceability	5-45
Test Flight Manoeuvres Description	5-46

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

	PAGE
Téléchargement	5-12
Programmation des paramètres du DAU	5-24
Indication d'échec de BIT	5-25
Dépose de l'ensemble transducteur de vitesse	5-29
Pose de l'ensemble transducteur de vitesse	5-33
Dépose du module transducteur de pression	5-33
Pose du module transducteur de pression.....	5-34
Dépose du boîtier d'acquisition de données (DAU)	5-34
Pose du boîtier d'acquisition de données (DAU).....	5-35
Jauges de contrainte	5-35
Batterie de l'horloge du DAU	5-44
EXIGENCES DE VÉRIFICATION EN VOL	5-45
État de service du système OLM	5-45
Description des manoeuvres d'essai en vol.....	5-46

LISTE DES ABRÉVIATIONS**LA-F-1**

LIST OF FIGURES

FIGURE	TITLE	PAGE
2-1-1	Instrument Panel.....	2-1-2
2-1-2	Turn and Slip Indicators – Electrical Schematic.....	2-1-7
2-1-3	Attitude Indicators – Electrical Schematic.....	2-1-8
2-1-4	Fast Gyro Erect Test Harness.....	2-1-11
2-1-5	Flight Instrument Voltages	2-1-12
2-1-6	Flight Instrument Phase Sequences.....	2-1-13
2-1-7	Instrument Panel (Snowbird Aircraft)	2-1-16
2-2-1	Engine Oil Pressure – Electrical Schematic.....	2-2-3
2-2-2	Turbine Exhaust Gas Temperature Indicator – Electrical Schematic.....	2-2-5
2-2-3	Engine Tachometer – Electrical Schematic.....	2-2-10
2-2-4	Engine Life Monitor – Electrical Schematic.....	2-2-13
2-2-5	Fuel Quantity and Low Level Warning Indicator – Electrical Schematic.....	2-2-14
2-3-1	Wing Flap Position Indicator – Electrical Schematic.....	2-3-2
2-3-2	Landing Gear Indicators – Electrical Schematic.....	2-3-3
2-4-1	Accelerometer Register	2-4-1
2-4-2	Registering Accelerometer – Electrical Schematic.....	2-4-3
2-4-3	Hydraulic Pressure Indicator – Electrical Schematic.....	2-4-5

LISTE DES FIGURES

FIGURE	TITRE	PAGE
2-1-1	Tableau de bord.....	2-1-3
2-1-2	Indicateurs de virage et de glissade – schéma électrique	2-1-7
2-1-3	Horizons artificiels – schéma électrique.....	2-1-8
2-1-4	Faisceau d'essai d'érection rapide du gyroscope.....	2-1-11
2-1-5	Tension des instruments de vol	2-1-12
2-1-6	Ordre des phases des instruments de vol	2-1-13
2-1-7	Tableau de bord (avions Snowbird).....	2-1-17
2-2-1	Circuit d'indication de pression d'huile réacteur – schéma électrique.....	2-2-3
2-2-2	Indicateur de température des gaz d'échappement – schéma électrique.....	2-2-5
2-2-3	Tachymètre réacteur – schéma électrique.....	2-2-10
2-2-4	Contrôleur de durée de vie réacteur – schéma électrique	2-2-13
2-2-5	Indicateur de quantité et alarme de bas niveau carburant – schéma électrique.....	2-2-14
2-3-1	Indicateur de position volets – schéma électrique.....	2-3-2
2-3-2	Indicateurs de position train d'atterrissage – schéma électrique.....	2-3-3
2-4-1	Accéléromètre enregistreur	2-4-1
2-4-2	Accéléromètre enregistreur – schéma électrique.....	2-4-3
2-4-3	Indicateur de pression hydraulique – schéma électrique.....	2-4-5

LIST OF FIGURES (Cont)

FIGURE	TITLE	PAGE
2-5-1	Servoed Altimeter System – Electrical Schematic.....	2-5-3
2-5-2	Servoed Altimeter	2-5-5
2-5-3	Altitude Computer-Indicator	2-5-6
2-5-4	Altitude Correction Card – Format and Correction Figures	2-5-9
3-1	Pitot – Static System (2 Sheets).....	3-2
3-2	Altitude Reply Codes (6 Sheets)	3-12
4-1	Compass System – Electrical Schematic.....	4-3
5-1	OLM System – Major Component List	5-2
5-2	OLM System – Component Locations (2 Sheets).....	5-4
5-3	DTD 2684-1 Sensor – Circuit Schematic.....	5-9
5-4	OLM System – Data Retrieval	5-11
5-5	OLM System – Scheduled Maintenance Activities (2 Sheets).....	5-13
5-6	Data Acquisition Unit BIT Indicators	5-15
5-7	J-5248/AYQ-507 Downloader	5-16
5-8	DAU Channel Configuration Parameters.....	5-26
5-9	DAU Channel Identification.....	5-30
5-10	DAU Troubleshooting (2 Sheets).....	5-31
5-11	OLM Flight Test Point Sequence.....	5-47

LISTE DES FIGURES (suite)

FIGURE	TITRE	PAGE
2-5-1	Circuit de l'altimètre asservi – schéma électrique.....	2-5-3
2-5-2	Altimètre asservi.....	2-5-5
2-5-3	Calculateur-indicateur d'altitude	2-5-6
2-5-4	Carte de correction d'altitude – dimensions et valeurs de correction	2-5-9
3-1	Système Pitot-statique (2 feuilles)	3-2
3-2	Codes de réponse altitude (6 feuilles)	3-12
4-1	Compas – schéma électrique.....	4-3
5-1	Système OLM – liste des principaux composants	5-2
5-2	Système OLM – emplacement des composants (2 feuilles)	5-5
5-3	Capteur DTD 2684-1 – schéma du circuit.....	5-9
5-4	Système OLM – récupération des données	5-11
5-5	Système OLM – activités de maintenance planifiées (2 feuilles)	5-13
5-6	Indicateurs de BIT du boîtier d'acquisition de données.....	5-15
5-7	Téléchargeur J-5248/AYQ-507	5-17
5-8	Paramètres de configuration des voies de DAU.....	5-27
5-9	Identification des voies du DAU	5-30
5-10	Dépannage du DAU (2 feuilles)	5-31
5-11	Séquence des points d'essai en vol du système OLM	5-48

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

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

NOTE

This publication contains information pertaining to the operation, maintenance and servicing of the instrument systems used in CT114 Tutor aircraft rewired in accordance with C-12-114-000/CD-036. For information regarding a pre-rewired aircraft, refer to C-12-114-0E0/MF-000.

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

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

NOTA

La présente publication contient des renseignements relatifs à l'exploitation, à la maintenance et à l'entretien courant des systèmes d'instruments utilisés sur les avions CT114 Tutor recâblés conformément à C-12-114-000/CD-036. Pour tout renseignement sur un avion de version antérieure au recâblage, voir C-12-114-0E0/MF-000.

PART 2

INSTRUMENTS

SECTION 1

FLIGHT INSTRUMENTS

GENERAL DESCRIPTION

GENERAL

1. The flight instruments include those instruments used for flight, with the exception of the compass or TACAN systems covered in [Part 4](#). For the location of the flight instruments, see [Figure 2-1-1](#). For the functional test of pitot-static instruments, see Part 3.

NOTE

For the location of the flight instruments on the Snowbird aircraft, see [Figure 2-1-7](#).

INSTRUMENT PANEL

2. The instrument panel is installed with Camloc fasteners for ease of maintenance and inspection. The panel is grey with white markings and is finished with a clear, dulling lacquer. The panel is illuminated by edge lighting. Quick-release fasteners facilitate the removal of the instrument panel shroud.

NOTE

Instrument panel support brackets, introduced by C-12-114-000/CS-006, should be used to prevent damage to the electrical switches and/or canopy release handle, whenever the instrument panel is detached from its mounting.

INDEX AND RANGE MARKINGS

3. All instrument dials are visible from the normal seated position. Index or creep marks are placed at the 6 or 12 o'clock position. Range markings are installed in accordance with instructions contained in C-16-010-021/MF-000. For the applicable range markings, see [C-12-114-000/MB-001](#).

ALTIMETER

4. For the servoed altimeter system, see [Section 5](#).

PARTIE 2

INSTRUMENTS

SECTION 1

INSTRUMENTS DE VOL

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

GÉNÉRALITÉS

1. Les instruments de vol comprennent tous les instruments utilisés pour le vol, à l'exception du compas ou du TACAN, qui sont couverts dans la [Partie 4](#). Pour l'emplacement des instruments de vol, voir [figure 2-1-1](#). Pour les essais de fonctionnement des instruments du circuit Pitot-statique, voir Partie 3.

NOTA

Pour l'emplacement des instruments de vol sur l'avion Snowbird, voir [figure 2-1-7](#).

TABLEAU DE BORD

2. Le tableau de bord est installé au moyen de fixations Camloc qui en facilitent la maintenance et l'inspection. Le tableau est gris et porte des inscriptions blanches; il est fini avec une laque transparente mate. Le tableau est éclairé par la tranche. Des fixations rapides facilitent la dépose du pare-soleil du tableau de bord.

NOTA

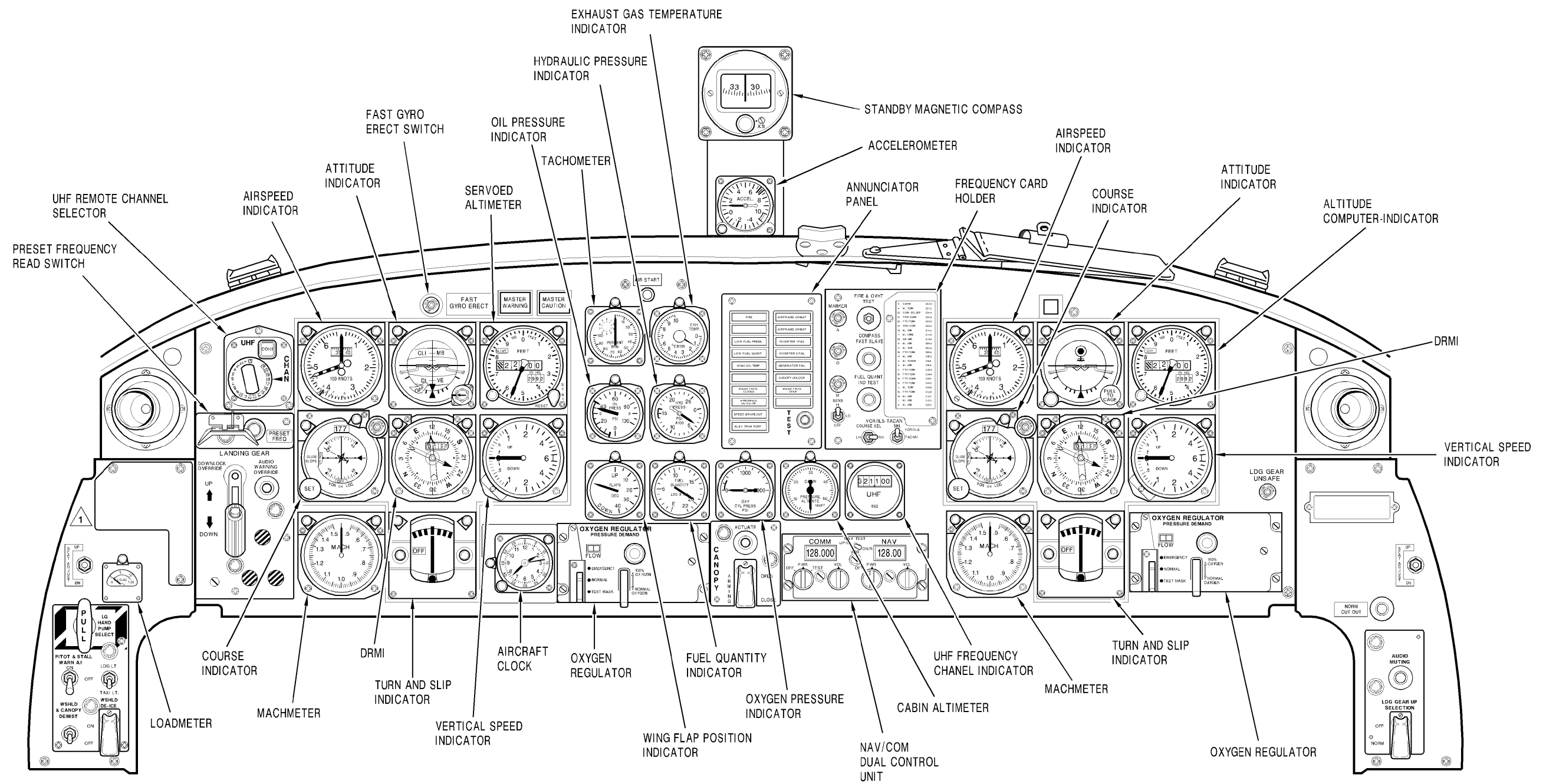
Quand le tableau de bord est détaché de ses fixations, utiliser les ferrures de support du tableau de bord, décrites dans C-12-114-000/CS-006, pour ne pas abîmer les organes de commande électriques ou la poignée de commande de la verrière.

REPÈRES D'ORIENTATION ET DE PLAGE


3. Tous les cadrans des instruments sont visibles de la position assise normale. Les repères d'orientation des instruments sont placés à 6 ou 12 heures. Les repères de plage sont placés conformément aux instructions contenues dans C-16-010-021/MF-000. Pour les repères de plage applicables, voir [C-12-114-000/MB-001](#).

ALTIMÈTRE

4. Pour l'altimètre asservi, voir [Section 5](#).



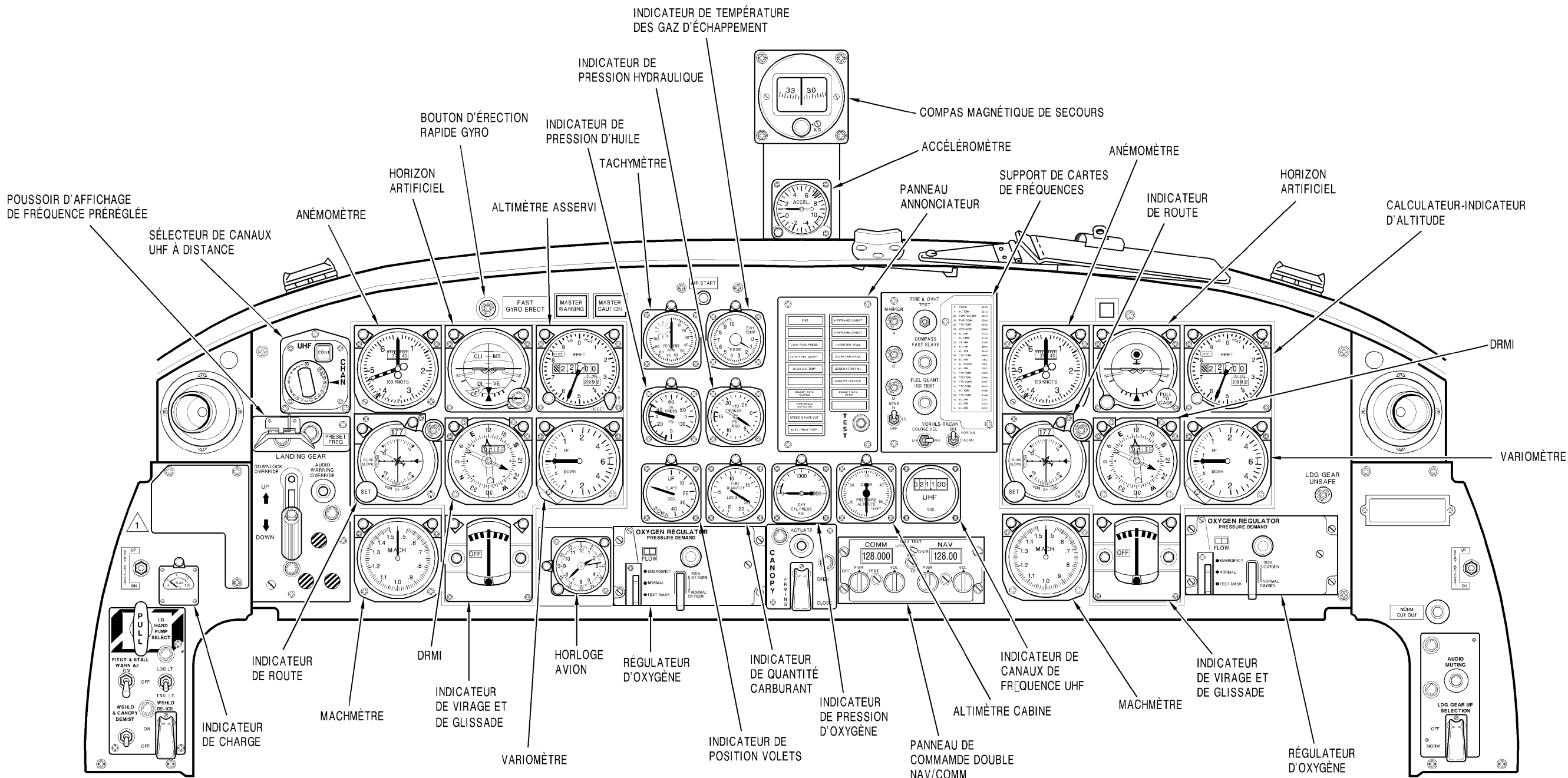
NOTE

 A second accelerometer is installed on aircraft designated for Fighter Lead-In Training (FLIT).

CF-513, CF-515, CF-520, CF-526
CD-031, CF-278, 80114-28, CF-356, CF-357, CF-385, CF-400, CF-433, CF-438, CF-461, CF-464, CF-467,
CF-469, CF-470, CF-471, CF-472, CF-473, CF-474, CF-475, CF-476, CF-477, CF-478, CF-479, CF-480, CF-481, CF-482,

BOE02001

Figure 2-1-1 Instrument Panel



NOTA

1 Un deuxième accéléromètre est installé dans les avions affectés à la formation de chef de patrouille (FLIT).

CD-031, CF-278, 80114-28, CF-356, CF-357, CF-385, CF-400, CF-433, CF-438, CF-461, CF-464, CF-467, CF-513, CF-515, CF-520, CF-526

BOE02002

Tableau de bord Figure 2-1-1

AIRSPPEED INDICATORS

5. Two Type L-7A airspeed indicators are installed in the aircraft, one on each side of the instrument panel. The indicators measure the speed of the aircraft relative to the surrounding air through differential pressure received from the pitot-static system. The indicators are calibrated from 50 to 650 kt, and incorporate a black and white pointer to indicate the maximum allowable speed for the existing altitude of the aircraft. The pointer is controlled by an altimeter-type aneroid and rotates as the aircraft changes altitude, so that the airspeed limit indicated is synonymous with the mach number to which the instrument is set. The mach number, in small figures from 0.6 to 1.0, is marked on the dial. The instruments are preset to mach number 0.78 by means of the mach number setting screw on the rear of the cover. For further information on airspeed indicators, see C-16-122-000/MF-000.

VERTICAL SPEED INDICATORS

6. Two Type C-2/C vertical speed indicators are installed in the aircraft, one on each side of the instrument panel. The vertical speed indicators are the sensitive type with automatic compensation for changes of temperature and air density. The instrument contains a sensitive diaphragm which is operated by static pressure from the aircraft static system. The dial is calibrated from 6000 - 0 - 6000 and indicates the rate of ascent or descent in feet per minute. For further information, see C-16-163-000/MS-000.

MACHMETERS

7. Two Type A2 Machmeters are installed in the aircraft, one on each side of the instrument panel. The Machmeter consists of an airspeed unit and an altitude unit. The airspeed unit is similar to the conventional airspeed mechanism. The altitude unit contains an evacuated diaphragm which expands or contracts as a result of altitude change, and the resultant displacement is transmitted to the pointer. The effect of air density changes is continuously counteracted. The Machmeter is connected to the pitot-static system. For further information on Machmeters, see C-16-123-000/MF-000.

TURN AND SLIP INDICATORS

GENERAL

8. Two Type B/C turn and slip indicators are installed in the aircraft, one at each side of the instrument panel. Each indicator consists of two

ANÉMOMÈTRES

5. L'avion est équipé de deux anémomètres de type L-7A, un sur chaque côté du tableau de bord. Ces appareils mesurent la vitesse de l'avion par rapport à l'air ambiant, grâce à la pression différentielle fournie par le circuit Pitot-statique. Les appareils sont gradués de 50 à 650 kt et comprennent une aiguille noire et blanche qui indique la vitesse maximale autorisée pour l'altitude de l'avion. L'aiguille est commandée par une capsule anéroïde et tourne lorsque l'avion change d'altitude de sorte que la limite de vitesse indiquée correspond au nombre de Mach auquel l'instrument est réglé. Le nombre de Mach est indiqué sur le cadran en petits chiffres allant de 0.6 à 1.0. Les instruments sont pré-réglés pour le nombre de Mach de 0.78 au moyen d'une vis de réglage sur l'arrière du couvercle. Pour tout renseignement sur les anémomètres, voir C-16-122-000/MF-000.

VARIOMÈTRES

6. L'avion est équipé de deux variomètres de type C-2/C, un sur chaque côté du tableau de bord. Ce sont des instruments de précision avec compensation automatique pour les changements de température et de densité de l'air. Chaque variomètre contient un diaphragme qui est actionné par la pression du circuit statique de l'avion. Le cadran est gradué pour la plage 6000 - 0 - 6000 et indique la vitesse ascensionnelle ou descensionnelle en pieds par minute. Pour tout renseignement sur les variomètres, voir C-16-163-000/MS-000.

MACHMÈTRES

7. L'avion est équipé de deux machmètres de type A2, un sur chaque côté du tableau de bord. Chaque machmètre comprend un circuit vitesse et un circuit altitude. Le circuit vitesse est semblable aux anémomètres classiques. Le circuit altitude contient une capsule anéroïde qui se dilate et se contracte en fonction des changements d'altitude; le mouvement qui en résulte est transmis à l'aiguille. L'effet de la variation de densité de l'air est continuellement compensé. Les machmètres sont reliés au circuit Pitot-statique. Pour tout renseignement sur les machmètres, voir C-16-123-000/MF-000.

INDICATEURS DE VIRAGE ET DE GLISSADE

GÉNÉRALITÉS

8. L'avion est équipé de deux indicateurs de virage et de glissade de type B/C, un sur chaque côté du tableau de bord. Chaque indicateur comprend

instruments, a rate of turn indicator and a slip indicator, enclosed in one case but functioning independently.

PRINCIPLES OF OPERATION

9. The turn indicator consists of an electrically driven gyro in one gimbal frame, linked through two gears to an indicating pointer. The gyro gimbal is mounted in line with the fore-and-aft axis of the aircraft, with the gyro spin axis at a right angle to the fore-and-aft axis. When the aircraft makes a right turn, the gyro precesses to the left. Gyro precession is the result of the centrifugal force applied to gimbal axis as the aircraft turns. The force is proportional to the rate of turn. The turn indicator pointer deflects proportionally to the rate of turn of the aircraft. The gear linkage between the gyro and pointer is arranged so that the turn indicator gives a direct reading. The 28 Vdc No. 1 essential bus provides power to the left-hand students turn indicator gyro and the 28 Vdc No. 2 essential bus provides power to the right-hand instructors turn indicator gyro. For the electrical schematic of the turn and slip indicator system, see [Figure 2-1-2](#).

10. The slip indicator is a ball-type inclinometer. The inclinometer tube is curved so that, during straight and level flight, the ball remains in the lower section of the tube. When the aircraft turns without slip or skid, the direction of lift felt by the aircraft is the same as during straight and level flight and the inclinometer ball remains in the centre, indicating turn coordination. When the aircraft skids or slips, showing lack of turn co-ordination, the ball will indicate the extent and direction of skid or slip. The movement of the ball is fluid-damped. A warning flag, marked OFF, indicates when no power is being applied to the instrument. For further information, see C-16-171-000/MK-000.

ATTITUDE INDICATORS

GENERAL

11. Two attitude indicators are installed, one on each side of the instrument panel. The right-hand attitude indicator is a Type J-8 and the left-hand attitude indicator is a Type ARU-13A. For an electrical schematic of the attitude indicator system, see [Figure 2-1-3](#).

PRINCIPLES OF OPERATION

12. The attitude indicators display the pitch and roll attitude of the aircraft. The RH indicator contains a gyro to position the artificial horizon sphere. During pitch and roll manoeuvres of the aircraft, the gyro

deux instruments, soit un indicateur de vitesse de virage et un indicateur de glissade, contenus dans un même boîtier mais fonctionnant indépendamment.

FONCTIONNEMENT

9. L'indicateur de virage comprend un gyroscope entraîné électriquement dans un cadre tournant unique, relié à une aiguille par deux roues dentées. Le cadre du gyro est monté dans l'axe longitudinal de l'avion, et l'axe de rotation du gyro est perpendiculaire à ce dernier. Quand l'avion fait un virage à droite, le gyroscope entre en précession vers la gauche. La précession gyroscopique est le résultat de la force centrifuge qui s'exerce sur l'axe du cadre quand l'avion tourne. Cette force est proportionnelle à la vitesse de virage. L'aiguille de l'indicateur de virage se déplace proportionnellement à la vitesse de virage. L'engrenage entre le gyroscope et l'aiguille est tel que l'indicateur de virage donne une indication directe. Le bus 28 V c.c. essentiel 1 alimente le gyroscope de l'indicateur de virage de l'élève, à gauche, et le bus 28 V c.c. essentiel 2 alimente le gyroscope de l'indicateur de virage de l'instructeur, à droite. Pour le schéma électrique des indicateurs de virage et de glissade, voir [figure 2-1-2](#).

10. L'indicateur de glissade est un inclinomètre à bulle. Le tube de l'inclinomètre est incurvé de sorte que, en vol horizontal en palier, la bulle reste dans la partie inférieure du tube. Quand l'avion tourne sans glisser ni déraeper, le sens de la portance à laquelle l'avion est soumis est le même qu'en vol horizontal en palier et la bulle reste au centre, indiquant un virage bien coordonné. Quand l'avion dérape ou glisse, ce qui dénote un manque de coordination du virage, la bulle indique l'amplitude et le sens du déplacement. Le mouvement de la bulle est amorti par un liquide. Un drapeau d'alarme est visible quand l'instrument n'est pas sous tension. Pour tout renseignement, voir C-16-171-000/MK-000.

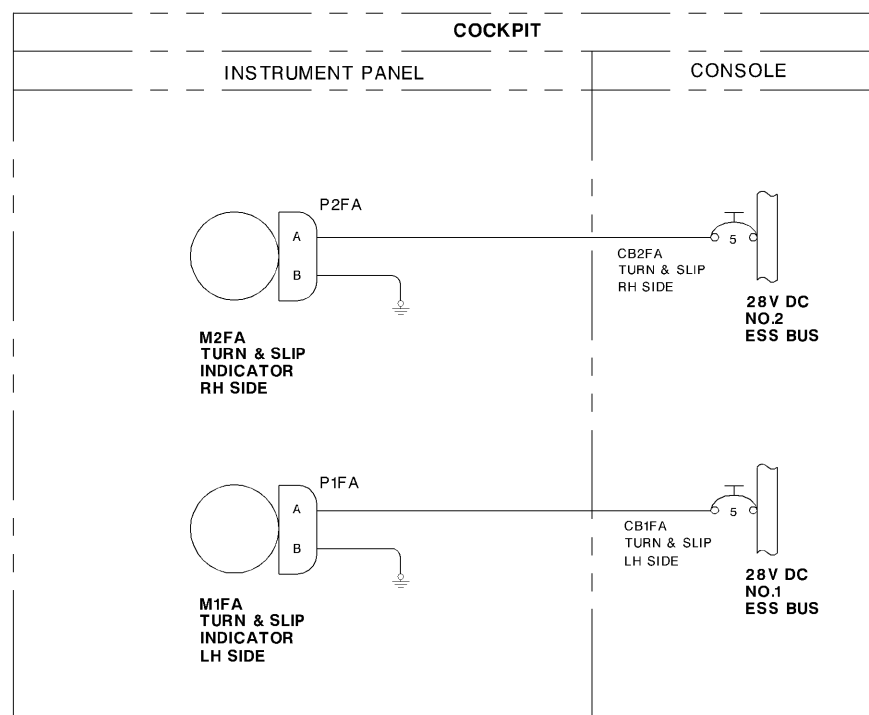
HORIZONS ARTIFICIELS

GÉNÉRALITÉS

11. L'avion est équipé de deux horizons artificiels, un sur chaque côté du tableau de bord. L'horizon artificiel de droite est de type J-8 et celui de gauche, de type ARU-13A. Pour le schéma électrique des horizons artificiels, voir [figure 2-1-3](#).

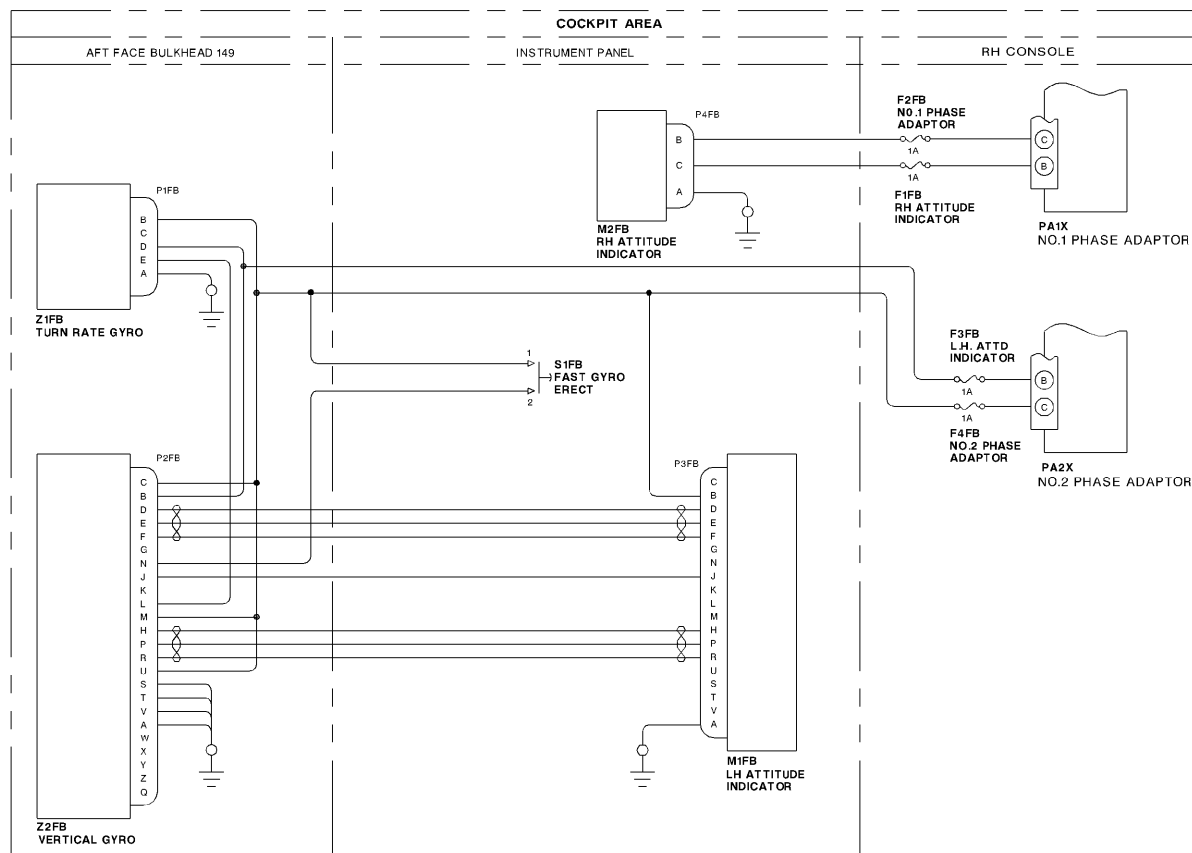
FONCTIONNEMENT

12. Les horizons artificiels affichent les assiettes en tangage et en roulis de l'avion. L'horizon artificiel droit comprend un gyroscope qui détermine la position de la sphère de l'horizon artificiel. Pendant



BOE02003

Figure 2-1-2 Turn and Slip Indicators – Electrical Schematic
 Figure 2-1-2 Indicateurs de virage et de glissade – schéma électrique



BOE02004

Figure 2-1-3 Attitude Indicators – Electrical Schematic
 Figure 2-1-3 Horizons artificiels – schéma électrique

precesses in response to the applied forces and alters the instrument indication accordingly. The sphere, the horizon bar and a bank index are read together with a miniature airplane attitude bar fixed to the instrument case. Combined reading of these indications gives a continuous pictorial presentation of the aircraft attitude in pitch and roll relative to the natural horizon. Indications are continuous through 360 degrees in roll and ± 80 degrees in pitch. Pulling the caging knob at the lower right of the bezel cages the gyro manually by centring the display about the roll and pitch axes. An OFF warning flag on the indicator, held out of sight by a low-inertia motor during normal operation, is brought into sight by the action of a hair spring when the gyro phase is interrupted. For further information on the type J-8 attitude indicator, see C-16-190-000/MR-000.

les manoeuvres en tangage et en roulis, le gyroscope entre en précession sous l'effet des forces exercées et modifie l'affichage de l'instrument en conséquence. La sphère, la barre d'horizon et l'aiguille d'inclinaison se lisent par rapport à la maquette représentant l'assiette de l'avion et fixée au boîtier de l'instrument. L'ensemble de ces indications fournit une représentation graphique permanente de l'assiette de l'avion en tangage et en roulis par rapport à l'horizon naturel. Les indications sont continues sur 360 degrés en roulis et sur ± 80 degrés en tangage. Lorsqu'on tire sur le bouton de blocage dans le coin inférieur droit du boîtier, le gyro est bloqué manuellement et l'indication est centrée sur les axes de roulis et de tangage. Un drapeau d'alarme OFF, normalement maintenu caché par un moteur à faible inertie, devient visible sous l'action d'un ressort spiral quand la phase du gyroscope est interrompue. Pour tout renseignement sur l'horizon artificiel de type J-8, voir C-16-190-000/MR-000.

13. The LH attitude indicator works in conjunction with a remote vertical gyro and a rate switching gyro. The rate switching gyro contains a cut-out switch which disables the levelling function of the vertical gyro when the aircraft rate of turn is greater than 15 degrees per second. A pitch knob is located on the face of the instrument so the pilot can adjust the miniature aircraft on the dial to any desired pitch position natural to the aircraft. The FAST GYRO ERECT switch, located above the left attitude indicator, provides a manually selected means for fast slaving to true vertical in the event of erroneous indication. For further information on the attitude indicator, see C-16-219-000/MS-000, on the vertical gyro, see C-16-212-000/MN-000 and on the rate switching gyro, see C-16-216-000/MN-000.

13. L'horizon artificiel gauche fonctionne en conjonction avec un gyro de verticale et un gyromètre. Le gyromètre contient un rupteur qui neutralise la fonction de mise de niveau du gyro de verticale quand la vitesse de virage de l'avion excède 15 degrés par seconde. Un bouton de tangage, situé sur la face de l'instrument, permet au pilote de placer la maquette avion sur le cadran à toute position de tangage naturelle pour l'avion. Le bouton FAST GYRO ERECT, situé au-dessus de l'horizon artificiel gauche, permet de sélectionner manuellement l'asservissement rapide à la verticale vraie en cas d'indication erronée. Pour tout renseignement sur l'horizon artificiel, voir C-16-219-000/MS-000; sur le gyro de verticale, voir C-16-212-000/MN-000; et sur le gyromètre, voir C-16-216-000/MN-000.

FUNCTIONAL CHECK OF TURN AND SLIP INDICATOR AND ATTITUDE SYSTEM

EQUIPMENT

14. The following equipment is required:
- a. Phase checker (power supply, PRT 8 tester).
 - b. Multimeter.
 - c. External power.
 - d. Test harness (see [Figure 2-1-4](#)).

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DES INDICATEURS DE VIRAGE ET DE GLISSADE ET DU CIRCUIT D'HORIZON ARTIFICIEL

MATÉRIEL

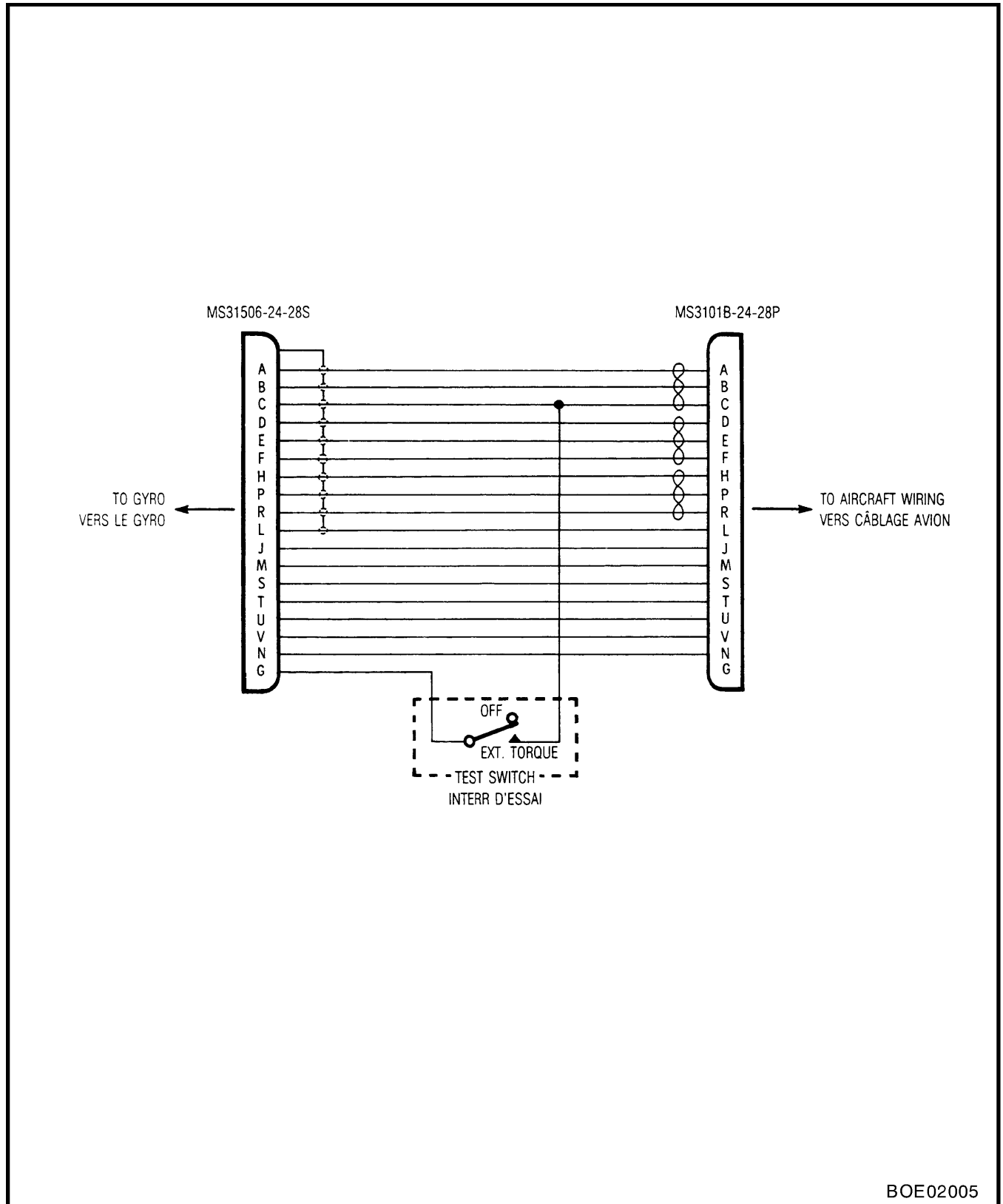
14. Matériel requis :
- a. Vérificateur de phase (bloc d'alimentation, appareil d'essai PRT 8).
 - b. Multimètre.
 - c. Source d'alimentation de parc.
 - d. Faisceau d'essai (voir [figure 2-1-4](#)).

PHASE SEQUENCE AND VOLTAGE CHECKS

15. Proceed as follows:
- a. Ensure that all aircraft circuit-breakers are pulled out.
 - b. Disconnect all harnesses from the turn and slip indicators and the attitude system components.
 - c. Energize the main dc bus (see [C-12-114-000/MF-001](#)).
 - d. Push in the following circuit-breakers.
 - (1) No 1 INV. CONTROL.
 - (2) No 2 INV. CONTROL.
 - (3) PHASE ADAPT No 1.
 - (4) PHASE ADAPT No 2.
 - (5) INV. FAIL IND.
 - (6) GENERATOR FAIL IND.
 - (7) TURN & SLIP L.H.
 - (8) TURN & SLIP R.H.
 - e. Switch on the No. 1 and No. 2 inverters and check voltages as per [Figure 2-1-5](#).
 - f. Check the phase sequence as per [Figure 2-1-6](#).
 - g. De-energize the main dc bus (see [C-12-114-000/MF-001](#)).
 - h. Connect all harnesses to their respective instruments and pull out all applicable circuit-breakers.

**VÉRIFICATION
DE L'ORDRE DES PHASES ET DE LA TENSION**

15. Procéder comme suit :
- a. S'assurer que tous les disjoncteurs de l'avion sont désenclenchés.
 - b. Débrancher tous les faisceaux des indicateurs de virage et de glissade et des composants du circuit d'horizon artificiel.
 - c. Mettre sous tension le bus c.c. principal (voir [C-12-114-000/MF-001](#)).
 - d. Enclencher les disjoncteurs suivants :
 - (1) No 1 INV. CONTROL.
 - (2) No 2 INV. CONTROL.
 - (3) PHASE ADAPT No 1.
 - (4) PHASE ADAPT No 2.
 - (5) INV. FAIL IND.
 - (6) GENERATOR FAIL. IND.
 - (7) TURN & SLIP L.H.
 - (8) TURN & SLIP R.H.
 - e. Mettre en marche les convertisseurs 1 et 2 et vérifier les tensions selon la [figure 2-1-5](#).
 - f. Vérifier l'ordre des phases selon la [figure 2-1-6](#).
 - g. Mettre le bus c.c. principal hors tension (voir [C-12-114-000/MF-001](#)).
 - h. Brancher tous les faisceaux à leurs instruments respectifs et désenclencher tous les disjoncteurs correspondants.



BOE02005

Figure 2-1-4 Fast Gyro Erect Test Harness
 Figure 2-1-4 Faisceau d'essai d'érection rapide du gyroscope

Component Composant	From Terminal/Pin De la borne/broche	To Terminal/Pin Vers la borne/broche	Voltage Tension
LH Turn and Slip Ind Harness Connector P1FA Connecteur faisceau indicateur de virage et de glissade gauche P1FA	A (Positive) A (Positif)	B (Negative) B (Négatif)	26.5-28.5 (dc) 26.5-28.5 (c.c.)
RH Turn and Slip Ind Harness Connector P2FA Connecteur faisceau indicateur de virage et de glissade droit P2FA	A (Positive) A (Positif)	B (Negative) B (Négatif)	26.5-28.5 (dc) 26.5-28.5 (c.c.)
LH Attitude Ind Harness Connector P3FB Connecteur faisceau horizon artificiel gauche P3FB	A	B	120-135
RH Attitude Ind Harness Connector P4FB Connecteur faisceau horizon artificiel droit P4FB	A A B	B C C	120-135 112-117.5 114-130
Vertical Gyro Harness Connector P2FB Connecteur faisceau gyro de verticale P2FB	A A B	B C C	120-135 112-117.5 114-130
Rate Switching Gyro Harness Connector P1FB Connecteur faisceau gyromètre P1FB	A	B	112-117.5

Figure 2-1-5 Flight Instrument Voltages
Figure 2-1-5 Tension des instruments de vol

Component Composant	Phase Checker Leads Fils du vérificateur de phase			Voltage Indication
	A	B	C	
RH Attitude Indicator harness Connector P4FB	To pin A	To pin B	To pin C	Green light BRIGHT Red light DIM
Connecteur faisceau horizon artificiel droit P4FB	Vers broche A	Vers broche B	Vers broche C	Voyant vert BRIGHT Voyant rouge DIM
Vertical Gyro Harness Connector P2FB	To pin A	To pin B	To pin C	Green light BRIGHT Red light DIM
Connecteur faisceau gyro de verticale P2FB	Vers broche A	Vers broche B	Vers broche C	Voyant vert BRIGHT Voyant rouge DIM

Figure 2-1-6 Flight Instrument Phase Sequences
Figure 2-1-6 Ordre des phases des instruments de vol

POWER FAILURE WARNING AND INSTRUMENT ALIGNMENT CHECK

VÉRIFICATION DE L'ALARME DE PANNE D'ALIMENTATION ET DU BLOCAGE DES INSTRUMENTS

16. Proceed as follows:

- a. Energize the main dc bus (see [C-12-114-000/MF-001](#)).
- b. Switch on the No. 1 and No. 2 inverters and check that the power off flag disappears from the following instruments:
 - (1) LH turn and slip indicator.
 - (2) RH turn and slip indicator.
 - (3) LH attitude indicator (80 seconds after switching on).
 - (4) RH attitude indicator (cage and uncage 15 seconds after switching on).

16. Procéder comme suit :

- a. Mettre sous tension le bus c.c. principal (voir [C-12-114-000/MF-001](#)).
- b. Mettre en marche les convertisseurs 1 et 2 et vérifier que le drapeau d'arrêt d'alimentation disparaît sur les instruments suivants :
 - (1) Indicateur de virage et de glissement gauche.
 - (2) Indicateur de virage et de glissement droit.
 - (3) Horizon artificiel gauche (80 secondes après la mise en marche).
 - (4) Horizon artificiel droit (bloquer et débloquer 15 secondes après la mise en marche).



The indicator must be caged slowly and gently to avoid damage to the mechanism.

- c. Pull out the TURN & SLIP LH indicator circuit-breaker and check that the power off flag appears in the instrument.
- d. Pull out the TURN & SLIP RH indicator circuit-breaker and check that the power off flag appears in the instrument.
- e. Switch off the No. 1 and No. 2 inverter and check that the power off flag appears in the LH and RH attitude indicator.
- f. Switch on the No. 1 and No. 2 inverter and, after 15 seconds, cage and uncage the RH attitude indicator. Allow attitude system to stabilize for three minutes.



The indicator must be caged slowly and gently to avoid damage to the mechanism.

- g. Remove the vertical gyro from its mounting and tilt the gyro to simulate aircraft dive and climb motions. Check that the LH attitude indicator responds accordingly.
- h. Tilt the vertical gyro to simulate LH and RH roll and check that the LH attitude indicator responds correctly.
- i. Attach the gyro to its mounting.
- j. Push in the TURN & SLIP LH and RH indicator circuit-breakers and ensure that, after three minutes, both turn and slip indicators read the same attitude to within a maximum difference of 0.0625 in. (1.6 mm) and that the LH and RH attitude indicators read the same attitude to within a maximum difference of 1.5 degrees.



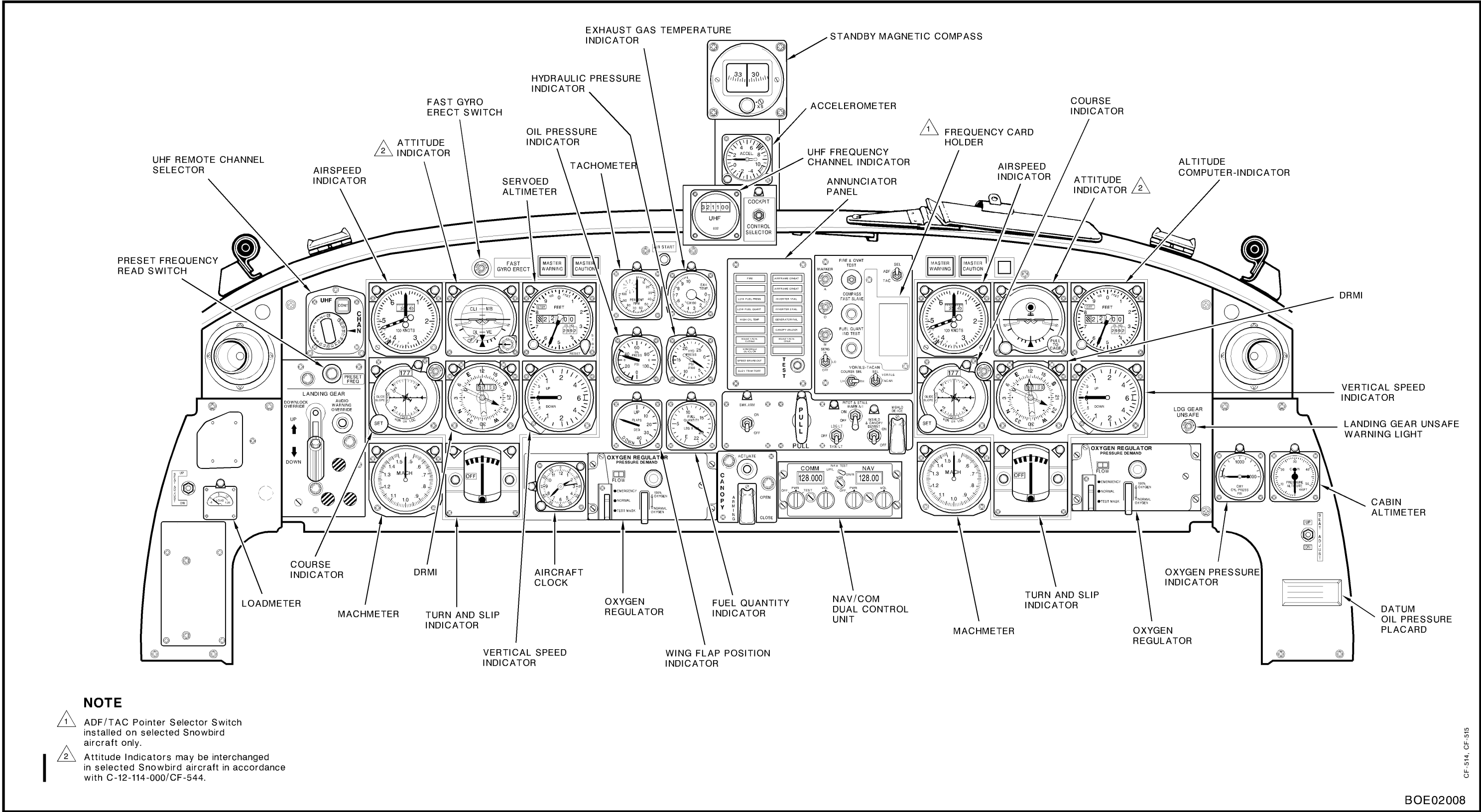
Bloquer l'horizon artificiel doucement et lentement pour éviter d'en abîmer le mécanisme.

- c. Désenclencher le disjoncteur TURN & SLIP LH et vérifier que le drapeau d'arrêt d'alimentation apparaît sur l'instrument.
- d. Désenclencher le disjoncteur TURN & SLIP RH et vérifier que le drapeau d'arrêt d'alimentation apparaît sur l'instrument.
- e. Arrêter les convertisseurs 1 et 2 et vérifier que le drapeau d'arrêt d'alimentation apparaît sur les horizons artificiels gauche et droit.
- f. Mettre en marche les convertisseurs 1 et 2 et, après 15 secondes, bloquer et débloquer l'horizon artificiel droit. Laisser le circuit d'horizon artificiel se stabiliser pendant trois minutes.



Bloquer l'horizon artificiel doucement et lentement pour éviter d'en abîmer le mécanisme.

- g. Enlever le gyro de verticale de son support et l'incliner pour simuler une descente ou une montée de l'avion. Vérifier que l'horizon artificiel gauche réagit de façon appropriée.
- h. Incliner le gyro de verticale pour simuler un roulis à gauche et à droite, et vérifier que l'horizon artificiel gauche réagit correctement.
- i. Fixer le gyro sur son support.
- j. Enclencher les disjoncteurs TURN & SLIP LH et RH et vérifier que, après trois minutes, les deux indicateurs de virage et de glissement affichent la même assiette, avec une différence maximale de 0.0625 po (1.6 mm), et que les horizons artificiels gauche et droit affichent la même assiette, avec une différence maximale de 1.5 degré.



CF-514, CF-515

BOE02008

Figure 2-1-7 Instrument Panel (Snowbird Aircraft)

GYRO FAST ERECTION CHECK

17. Proceed as follows:
- Set No. 1 and No. 2 inverter switches to OFF.
 - Remove connector from vertical gyro and connect test harness between gyro and aircraft harness.
 - Set No. 1 and No. 2 inverter switches to ON. Check that the OFF flag in the LH attitude indicator disappears. Set the harness test switch to EXT TORQUE.
 - When the LH attitude indicator shows approximately 5 degrees of climb or the sphere rotates 5 degrees clockwise (whichever occurs first), return test harness switch to OFF.
 - Push and hold the FAST GYRO ERECT switch and check that within approximately 20 seconds the indicator returns to level ± 1 degree in pitch and roll.
 - Release FAST GYRO ERECT switch.
 - Set No. 1 and No. 2 inverter switches to OFF.
 - Remove test harness and reconnect gyro.
 - De-energize the main dc bus (see [C-12-114-000/MF-001](#)). Return all switches to off and pull out all applicable circuit-breakers.

AIRCRAFT CLOCK

18. One Model A13-A-2 elapsed time clock is installed at the left-hand side of the instrument panel. For further information on aircraft clocks, see C-65-152-000/MS-000.

ACCELEROMETER

19. The accelerometer located at the base of the windshield centre bar indicates the load acting normal to the aircraft during flight. The instrument has three pointers arranged to move concentrically on the face of a common scale graduated from -5 to +10 g units. The outer pointer continuously indicates

**VÉRIFICATION
D'ÉRECTION RAPIDE DU GYROSCOPE**

17. Procéder comme suit :
- Mettre les interrupteurs des convertisseurs 1 et 2 sur OFF.
 - Débrancher le connecteur du gyro de verticale et brancher le faisceau d'essai entre le gyro et le faisceau de l'avion.
 - Mettre les interrupteurs des convertisseurs 1 et 2 sur ON. Vérifier que le drapeau OFF de l'horizon artificiel gauche disparaît. Mettre l'interrupteur d'essai du faisceau sur EXT TORQUE.
 - Dès que l'horizon artificiel gauche indique une montée d'environ 5 degrés ou que la sphère tourne de 5 degrés dans le sens horaire (selon la première condition remplie), remettre l'interrupteur d'essai du faisceau sur OFF.
 - Enfoncer et maintenir enfoncé le poussoir FAST GYRO ERECT, puis vérifier que l'horizon artificiel revient à l'horizontale, à ± 1 degré en roulis et en tangage, en moins de 20 secondes environ.
 - Relâcher le poussoir FAST GYRO ERECT.
 - Mettre les interrupteurs des convertisseurs 1 et 2 sur OFF.
 - Débrancher le faisceau d'essai et rebrancher le gyro.
 - Mettre le bus c.c. principal hors tension (voir [C-12-114-000/MF-001](#)). Remettre tous les interrupteurs sur OFF et désenclencher tous les disjoncteurs touchés.

HORLOGE

18. L'avion est équipé d'une horloge-chronomètre modèle A13-A-2, située sur le côté gauche du tableau de bord. Pour tout renseignement sur les horloges de bord, voir C-65-152-000/MS-000.

ACCÉLÉROMÈTRE

19. L'accéléromètre, situé à la base de la barre centrale du pare-brise, indique la charge qui s'applique perpendiculairement à l'avion pendant le vol. L'instrument a trois aiguilles qui se déplacent autour d'un même axe sur la face d'une échelle commune graduée en unités de force de -5 à +10

the g-force applied to the aircraft. The outer pointer moves clockwise to indicate positive g-force and counter-clockwise to indicate negative g-force. The middle pointer indicates the greatest positive g- force applied to the aircraft and the inner pointer indicates the greatest negative g-force applied to the aircraft. The knob located on the forward lower face of the instrument bezel is used to reset the middle and inner pointers. A locking shaft assembly is provided at the rear of the instrument to protect the mass movement and instrument mechanism during removal and transportation of the instrument. For further information on the accelerometer, see C-16-682-000/MF-000.

20. Modification C-12-114-000/CF-526 makes provision to install a second accelerometer on the LH facia panel for aircraft designated for the Fighter Lead-In Training (FLIT) role. The locking bar will be installed on the second accelerometer.

NOTE

On the Snowbird aircraft, the accelerometer is mounted on the centre of the windshield centre bar, without a locking bar.

g.L'aiguille extérieure indique à tout moment le nombre de g auquel l'avion est soumis. Elle se déplace dans le sens horaire pour indiquer une force d'accélération positive et dans le sens antihoraire pour indiquer une force d'accélération négative. L'aiguille intermédiaire indique la force d'accélération positive maximale à laquelle l'avion a été soumis et l'aiguille intérieure, la force d'accélération négative maximale. Le bouton situé dans le bas de la face avant de l'instrument sert à remettre à zéro les aiguilles intermédiaire et intérieure. Un axe de verrouillage, à l'arrière de l'instrument, protège le mouvement de la masselotte et le mécanisme de l'instrument pendant la dépose et le transport de celui-ci. Pour tout renseignement sur l'accéléromètre, voir C-16-682-000/MF-000.

20. La modification C-12-114-000/CF-526 prévoit la pose d'un deuxième accéléromètre sur le tableau saillant gauche des avions affectés à la formation de chef de patrouille (FLIT). La barre de verrouillage sera installée sur le deuxième accéléromètre.

NOTA

Sur les avions Snowbird, l'accéléromètre est monté au centre de la barre centrale du pare-brise, sans barre de verrouillage.

SECTION 2

POWER PLANT INSTRUMENTS

GENERAL DESCRIPTION

1. Power plant instruments include those instruments required for engine operation and engine life monitoring. For the location of the power plant instruments, see [Figure 2-1-1](#). For the electrical schematics, see [Figures 2-2-1 to 2-2-5](#) inclusive.
2. See [C-12-114-0C0/MF-001](#) for the following lights on the annunciator panel: LOW FUEL PRESS, LOW FUEL QUANT, HIGH OIL TEMP and FIRE.

ENGINE OIL PRESSURE SYSTEM

3. The engine oil pressure is measured by a Type MH5 electrical transmitter located forward of the bleed valve on the right-hand side of the engine. The oil pressure is measured in psi at the indicator mounted on the centre instrument panel. Engine oil pressure is applied to the interior of the bellows in the oil pressure transmitter. Pressure deflects the bellows, causing a linear movement of an armature within a stator. The stator windings are activated by 26 Vac 400 Hz. A change in the position of the armature causes a change in the inductance of the stator coils, which changes the current flow through the stator coil. The indicator reading is proportional to the current flow and indicates the oil pressure and variations of oil pressure. For the electrical schematic of oil pressure indicating system, see [Figure 2-2-1](#). For further information on the pressure transmitter, see C-16-483-000/MS-000. For information on the pressure indicator, see C-16-481-000/MS-000.

EXHAUST GAS TEMPERATURE (EGT) INDICATOR

4. Eight chromel-alumel thermocouples are equally spaced along the engine thermocouple harness at the exhaust cone. The eight thermocouples are wired in parallel and their voltage output is a mean potential which is proportional to the average exhaust gas temperature. A calibration spool-type resistor is provided to adjust the system resistance to 8 Ω . The Exhaust Gas Temperature (EGT) indicator provides an average reading of the exhaust gas temperature in the range of 0 to 1000 degrees C (1832 degrees F). For the electrical schematic, see

SECTION 2

INSTRUMENTS RÉACTEUR

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

1. Les instruments réacteur comprennent tous les instruments nécessaires au fonctionnement du réacteur et au contrôle de sa durée de vie en service. Pour l'emplacement des instruments réacteur, voir [figure 2-1-1](#). Pour les schémas électriques, voir [figures 2-2-1 à 2-2-5](#).
2. Voir [C-12-114-0C0/MF-001](#) pour les voyants suivants du panneau annonciateur : LOW FUEL PRESS, LOW FUEL QUANT, HIGH OIL TEMP et FIRE.

CIRCUIT D'INDICATION DE PRESSION D'HUILE RÉACTEUR

3. La pression d'huile réacteur est mesurée grâce à un transmetteur électrique de type MH5, situé devant la vanne de prélèvement du côté droit du réacteur. La pression d'huile est mesurée en lb/po² sur l'indicateur monté au centre du tableau de bord. Elle s'exerce à l'intérieur d'un soufflet dans le transmetteur de pression d'huile. Cette pression comprime le soufflet, ce qui produit un mouvement linéaire de l'induit dans un stator. Les enroulements du stator sont excités par une source 26 V c.a., 400 Hz. Un changement de position de l'induit entraîne un changement de l'inductance des enroulements du stator, ce qui modifie l'intensité du courant dans ces derniers. L'affichage de l'appareil est proportionnel à l'intensité du courant et indique la pression d'huile et ses variations. Pour le schéma électrique du circuit d'indication de pression d'huile réacteur, voir [figure 2-2-1](#). Pour tout renseignement sur le transmetteur de pression, voir C-16-483-000/MS-000; pour tout renseignement sur l'indicateur de pression, voir C-16-481-000/MS-000.

INDICATEUR DE TEMPÉRATURE DES GAZ D'ÉCHAPPEMENT (EGT)

4. Huit thermocouples chromel-alumel sont disposés à intervalles réguliers le long du faisceau de thermocouples du réacteur, au niveau du cône d'échappement. Les huit thermocouples sont reliés en parallèle et leur tension de sortie est une tension moyenne proportionnelle à la température moyenne des gaz d'échappement. Une bobine de résistance d'étalonnage permet de régler la résistance du circuit à 8 Ω . L'indicateur de température des gaz d'échappement (EGT) donne une indication moyenne de la température des gaz d'échappement

Figure 2-2-2. For further information on the EGT indicator, see C-16-326-000/MN-000.

dans la plage 0 à 1000 degrés C (1832 degrés F). Pour le schéma électrique, voir [figure 2-2-2](#). Pour tout renseignement sur l'indicateur EGT, voir C-16-326-000/MN-000.

FUNCTIONAL CHECK OF EGT

EQUIPMENT

5. The following equipment is required:
 - a. External power supply.
 - b. Jetcal analyzer BH112 JA-52 with the following accessories:
 - (1) Junction box BH361-8.
 - (2) Check cable adapter BH2724.
 - (3) Heater probe assembly BH3849-40 and BH3850-40 (4 of each).

EGT CIRCUIT CHECK

6. Proceed as follows:

NOTE

The test shall be performed with the aircraft tail section removed.

- a. Set the Jetcal temperature regulator to zero and place the selector switch SW-1 to OFF.
- b. Ground external power unit and connect external power to Jetcal analyzer receptacle P-1.
- c. Connect check cable adapter to Jetcal S-1 and to junction box.
- d. Connect one heater probe to junction box.
- e. Set SW-6 to MECH ZERO and mechanically set GALVO-1 to zero.
- f. Set SW-6 to RANGE.
- g. Turn temperature regulator to maximum and heat the heater probe until Jetcal potentiometer reads 650 ± 150 degrees C (1202 ± 302 degrees F).

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DE L'INDICATEUR EGT

MATÉRIEL

5. Matériel requis :
 - a. Source d'alimentation de parc.
 - b. Appareil d'essai Jetcal BH112 JA-52 avec les accessoires suivants :
 - (1) Boîte de jonction BH361-8.
 - (2) Adaptateur de câble de vérification BH2724.
 - (3) Sondes thermiques BH3849-40 et BH3850-40 (4 de chaque type).

VÉRIFICATION DU CIRCUIT EGT

6. Procéder comme suit :

NOTA

L'essai doit être effectué quand la queue de l'avion est déposée.

- a. Régler le régulateur de température du Jetcal à zéro et mettre le sélecteur SW-1 sur OFF.
- b. Mettre la source de parc à la masse et brancher l'alimentation de parc à la prise P-1 de l'appareil d'essai Jetcal.
- c. Brancher l'adaptateur du câble de vérification au S-1 du Jetcal et à la boîte de jonction.
- d. Brancher une sonde thermique à la boîte de jonction.
- e. Mettre SW-6 sur MECH ZERO et régler mécaniquement GALVO-1 à zéro.
- f. Mettre SW-6 sur RANGE.
- g. Tourner le régulateur de température au maximum et chauffer la sonde thermique jusqu'à ce que le potentiomètre du Jetcal indique 650 ± 150 degrés C (1202 ± 302 degrés F).

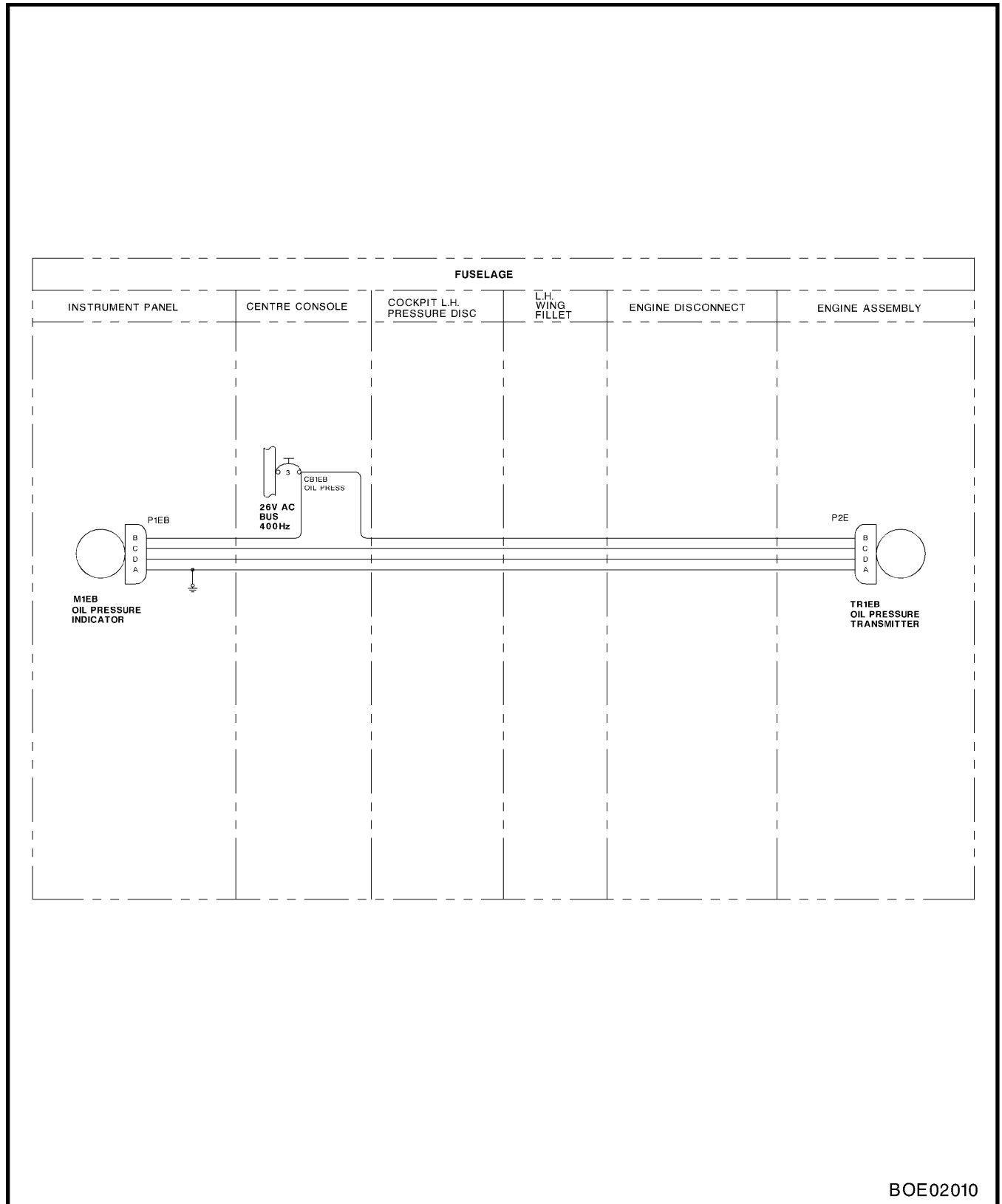


Figure 2-2-1 Engine Oil Pressure – Electrical Schematic
 Figure 2-2-1 Circuit d'indication de pression d'huile réacteur – schéma électrique

• • • • •
• **CAUTION** •
• • • • •

Never allow heater probes to go over 900 degrees C (1652 degrees F). Never leave the Jetcal analyzer unattended unless the temperature regulator is set to zero.

- h. Position the hot heater probe over each thermocouple individually and ensure that the EGT indicator shows a temperature rise as each thermocouple is checked.
- i. Set SW-6 to MECH ZERO.
- j. Turn temperature regulator to zero.
- k. Connect one heater probe between each thermocouple and the junction box.
- l. Set SW-6 to RANGE.
- m. Turn temperature regulator to maximum until the heater probes reach engine test temperature (see [C-12-114-OD0/MF-001](#)). Adjust temperature regulator until heater probe temperature stabilizes at engine test temperature.

NOTE

Allow approximately 10 minutes for the thermocouples to stabilize.

- n. Read the temperature on the Jetcal and the EGT indicator. The difference between the readings is the indicated error of the EGT system.
- o. Ensure that the EGT system error does not exceed the permissible tolerance (see [C-12-114-OD0/MF-001](#)).
- p. Set SW-6 to MECH ZERO and turn the temperature regulator to zero.
- q. Set selector switch SW-1 to OFF.
- r. Remove the heater probes and cables from the aircraft and remove the analyzer and external power unit.

• • • • •
• **ATTENTION** •
• • • • •

Ne jamais laisser les sondes thermiques chauffer au-dessus de 900 degrés C (1652 degrés F). Ne jamais laisser l'appareil d'essai Jetcal sans surveillance, sauf si le régulateur de température est réglé à zéro.

- h. Placer une sonde thermique chaude sur chacun des thermocouples et s'assurer que l'indicateur EGT montre une augmentation de température pour chaque thermocouple vérifié.
- i. Mettre SW-6 sur MECH ZERO.
- j. Tourner le régulateur de température à zéro.
- k. Brancher une sonde thermique entre chaque thermocouple et la boîte de jonction.
- l. Mettre SW-6 sur RANGE.
- m. Tourner le régulateur de température au maximum jusqu'à ce que les sondes thermiques indiquent la température d'essai du réacteur (voir [C-12-114-OD0/MF-001](#)). Régler le régulateur de température pour que la température des sondes thermiques se stabilise à la température d'essai du réacteur.

NOTA

Prévoir environ 10 minutes pour que les thermocouples se stabilisent.

- n. Lire la température sur le Jetcal et sur l'indicateur EGT. La différence entre les deux valeurs est l'erreur indiquée du circuit EGT.
- o. S'assurer que l'erreur du circuit EGT ne dépasse pas les tolérances permises (voir [C-12-114-OD0/MF-001](#)).
- p. Mettre SW-6 sur MECH ZERO et tourner le régulateur de température à zéro.
- q. Mettre le sélecteur SW-1 sur OFF.
- r. Enlever les sondes thermiques et les câbles de l'avion et débrancher l'appareil d'essai et la source de parc.

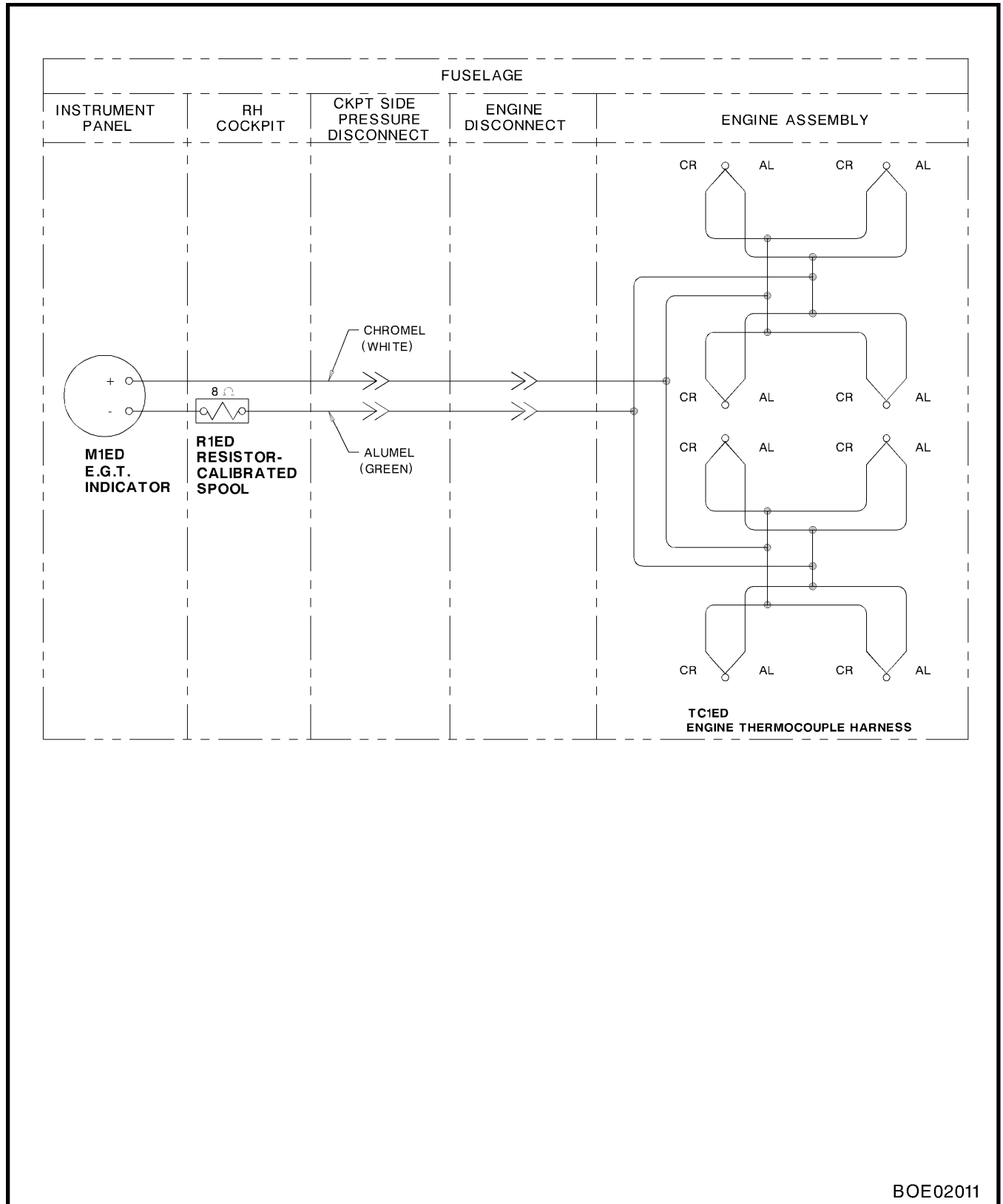


Figure 2-2-2 Turbine Exhaust Gas Temperature Indicator – Electrical Schematic
 Figure 2-2-2 Indicateur de température des gaz d'échappement – schéma électrique

EGT CIRCUIT RESISTANCE CHECK

7. The following equipment is required:
- a. External power supply.
 - b. Barfield digital turbine temperature test set TT1000A (NSN: 4920-01-279-0652) or,
 - c. Jetcal analyzer BH112 JA-52 with the following accessories:
 - (1) Resistance check adapter BH823.
 - (2) Instrument cable BH485.
8. For test using the Barfield test set, proceed as follows:
- a. On Barfield test set, ensure power switch is set to OFF.
 - b. Set FUNCTION switch to RESISTANCE MEASURE and RESISTANCE RANGE switch to 20 ohms.
 - c. Set power switch to ON.
 - d. Calibrate Barfield test set to aircraft system resistance by shorting Barfield test set leads together, then press and hold red SET button.
 - e. While pressing red SET button, adjust SYSTEM RES knob to obtain a digital display of 8 ohms.
 - f. When calibration is completed, release red SET button.
 - g. Disconnect aircraft thermocouple leads from EGT indicator.
 - h. Connect Barfield test set leads to aircraft thermocouple leads.

NOTE

Observing correct polarity is nonessential.

- i. Press and hold black MEASURE button. Indicated EGT circuit resistance must be 8 ohms ± 0.05 ohms.

VÉRIFICATION DE RÉSISTANCE DU CIRCUIT EGT

7. Matériel requis :
- a. Source d'alimentation de parc.
 - b. Appareil d'essai de température turbine numérique Barfield TT1000A (NNO : 4920-01-279-0652) ou
 - c. Appareil d'essai Jetcal BH112 JA-52 avec les accessoires suivants :
 - (1) Adaptateur de vérification de résistance BH823.
 - (2) Câble d'instrument BH485.
8. Pour effectuer un essai à l'aide de l'appareil d'essai Barfield, procéder comme suit :
- a. Sur l'appareil d'essai Barfield, s'assurer que l'interrupteur d'alimentation est à OFF.
 - b. Régler le sélecteur FUNCTION à RESISTANCE MEASURE et le sélecteur RESISTANCE RANGE à 20 ohms.
 - c. Régler l'interrupteur d'alimentation à ON.
 - d. Étalonner l'appareil d'essai Barfield à la résistance du circuit avion, en court-circuitant entre eux les fils de l'appareil d'essai Barfield, puis enfoncer et maintenir enfoncé le bouton rouge SET.
 - e. Pendant que le bouton rouge SET est enfoncé, régler le bouton SYSTEM RES pour obtenir un affichage numérique de 8 ohms.
 - f. Une fois que l'étalonnage est terminé, relâcher le bouton rouge SET.
 - g. Débrancher les fils des thermocouples de l'avion de l'indicateur EGT.
 - h. Brancher les fils de l'appareil d'essai Barfield aux fils des thermocouples de l'avion.

NOTA

Il n'est pas essentiel de vérifier que la polarité est correcte.

- i. Enfoncer et maintenir enfoncé le bouton noir MEASURE résistance indiquée du circuit EGT doit être de 8 ohms ± 0.05 ohm.

- j. If indicated system resistance is not within given range, gain access to resistance spool (refer to [C-12-114-000/MF-001](#), Figure 2-14-4, Index 5), and adjust spool as necessary.

NOTE

Only one spool is used, the other is a spare.

- k. Disconnect Barfield test set leads from aircraft thermocouple leads.
 - l. Reconnect aircraft thermocouple leads to aircraft EGT indicator.
 - m. Secure resistance spool, if required.
 - n. Set Barfield test set power switch to OFF.
9. For test using the Jetcal analyser, proceed as follows:
- a. Set SW-1 to OFF.
 - b. Connect external power to Jetcal receptacle P-1.
 - c. Connect Jetcal instrument cable with resistance check adapter to receptacle P-2.
 - d. Disconnect aircraft thermocouple leads from EGT indicator.
 - e. Connect resistance check adapter leads to the appropriate aircraft thermocouple leads, observing correct polarity.
 - f. Set SW-6 to MECH ZERO and mechanically set GALVO-1 to zero.
 - g. Set SW-3 to $8 \pm 0.05 \Omega$.
 - h. Set SW-1 to RES.
 - i. Set SW-6 to RANGE.
 - j. Ensure that GALVO-1 reads zero.

NOTE

If GALVO-1 shows a deflection to the right, indicating an increase in resistance, adjust resistance spool until GALVO-1 reads zero.

- j. Si la résistance indiquée du circuit n'est pas à l'intérieur de la plage stipulée, accéder à la bobine de résistance (voir [C-12-114-000/MF-001](#), figure 2-14-4, article 5) et régler la bobine au besoin.

NOTA

On utilise une seule bobine; l'autre est une bobine de rechange.

- k. Débrancher les fils de l'appareil d'essai Barfield des fils des thermocouples de l'avion.
 - l. Rebrancher les fils des thermocouples de l'avion à l'indicateur EGT de l'avion.
 - m. Fixer la bobine de résistance, si nécessaire.
 - n. Régler l'interrupteur d'alimentation de l'appareil d'essai Barfield à OFF.
9. Procéder comme suit :
- a. Mettre SW-1 sur OFF.
 - b. Brancher la source de parc à la prise P-1 du Jetcal.
 - c. Brancher le câble d'instrument du Jetcal, relié à l'adaptateur de vérification de résistance, à la prise P-2.
 - d. Débrancher les fils des thermocouples de l'avion de l'indicateur EGT.
 - e. Brancher les fils de l'adaptateur de vérification de résistance aux fils correspondants des thermocouples de l'avion, en respectant les polarités.
 - f. Mettre SW-6 sur MECH ZERO et régler mécaniquement GALVO-1 à zéro.
 - g. Régler SW-3 à $8 \pm 0.05 \Omega$.
 - h. Mettre SW-1 sur RES.
 - i. Mettre SW-6 sur RANGE.
 - j. S'assurer que GALVO-1 indique zéro.

NOTA

Si GALVO-1 montre un mouvement vers la droite, ce qui indique une augmentation de résistance, régler la bobine de

Only one spool is used, the other is a spare.

- k. Remove adapter and instrument cable. Remove external power and Jetcal analyzer.
- l. Connect thermocouple leads to aircraft EGT indicator.

EGT CIRCUIT INSULATION CHECK

- 10. The following equipment is required:
 - a. External power supply.
 - b. Jetcal analyzer BH112 JA-52 with the following accessories:
 - (1) Insulation check adapter BH821.
 - (2) Instrument cable BH485.
- 11. Proceed as follows:
 - a. Set SW-1 to OFF.
 - b. Connect external power to Jetcal receptacle P-1.
 - c. Connect Jetcal instrument cable to receptacle P-2.
 - d. Connect insulation adapter to Jetcal instrument cable.
 - e. Set SW-1 to INSUL.
 - f. Set SW-8 to R x1000.
 - g. Connect one adapter lead to bare thermocouple in aircraft and one lead to aircraft ground.
 - h. Check that the insulation check meter reads 10 000 Ω or over.
 - i. Set SW-1 to OFF.
 - j. Remove adapter and instrument cable.
 - k. Remove analyzer and external power.

résistance pour que GALVO-1 indique zéro. Une seule bobine de résistance est utilisée; l'autre est une bobine de rechange.

- k. Enlever l'adaptateur et le câble d'instrument. Débrancher la source de parc et l'appareil d'essai Jetcal.
- l. Brancher les fils des thermocouples à l'indicateur EGT de l'avion.

VÉRIFICATION DE RÉSISTANCE D'ISOLEMENT DU CIRCUIT EGT

- 10. Matériel requis :
 - a. Source d'alimentation de parc.
 - b. Appareil d'essai Jetcal BH112 JA-52 avec les accessoires suivants :
 - (1) Adaptateur de vérification de résistance d'isolement BH821.
 - (2) Câble d'instrument BH485.
- 11. Procéder comme suit :
 - a. Mettre SW-1 sur OFF.
 - b. Brancher la source de parc à la prise P-1 du Jetcal.
 - c. Brancher le câble d'instrument du Jetcal à la prise P-2.
 - d. Brancher l'adaptateur de vérification de résistance d'isolement au câble d'instrument du Jetcal.
 - e. Mettre SW-1 sur INSUL.
 - f. Mettre SW-8 sur R x 1000.
 - g. Brancher un fil de l'adaptateur au thermocouple nu dans l'avion et un autre à la masse de l'avion.
 - h. Vérifier que l'appareil de mesure de résistance d'isolement indique 10 000 Ω ou plus.
 - i. Mettre SW-1 sur OFF.
 - j. Enlever l'adaptateur et le câble d'instrument.
 - k. Débrancher l'appareil d'essai et le groupe de parc.

EGT INDICATOR CHECK

12. The following equipment is required:
- External power supply.
 - Jetcal analyzer BH112 JA-52 with the following accessories:
 - EGT indicator check adapter BH822.
 - Instrument cable BH485.
13. Proceed as follows:
- Set SW-1 to OFF.
 - Connect external power supply to receptacle P-1.
 - Connect EGT adapter to Jetcal instrument cable and connect the Jetcal instrument cable to input receptacle P-3.
 - Connect the EGT adapter to the EGT indicator.
 - Set SW-6 to MECH ZERO and mechanically set GALVO-1 to zero.
 - Set potentiometer to test temperature.
 - Set SW-4 to $8 \pm 0.05 \Omega$.
 - Set SW-6 to RANGE.
 - Adjust rheostat R-1 until GALVO-1 reads zero.
 - Check the reading of the potentiometer and the EGT indicator, and ensure that the difference does not exceed the permissible tolerance (see [C-12-114-0D0/MF-001](#)).
 - Set SW-6 to MECH ZERO.
 - Set SW-1 to OFF.
 - Remove test adapter, remove analyzer and external power supply.

ENGINE TACHOMETER

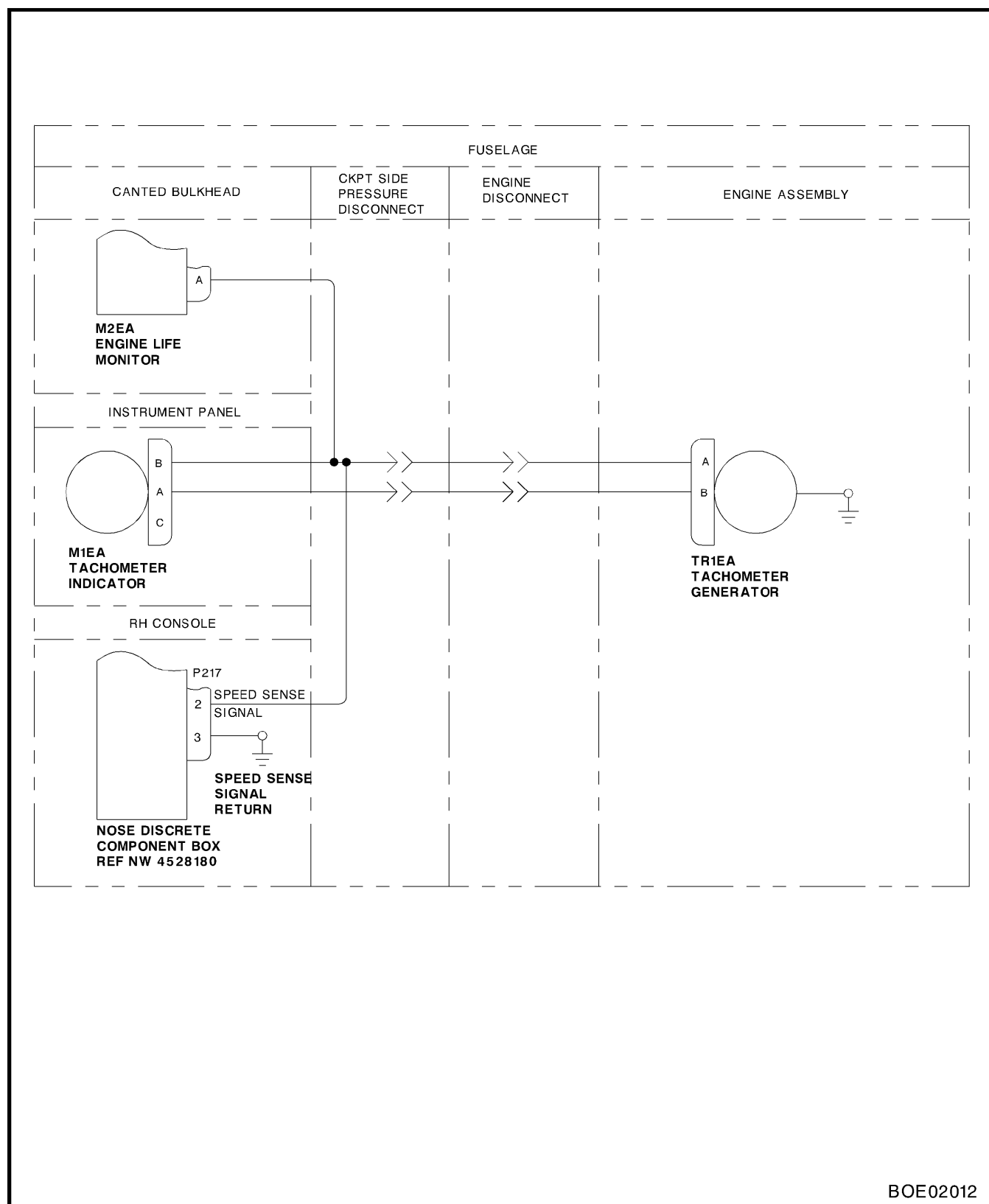
14. The tachometer generator, mounted on the recessed well on the left side of the engine oil tank, is used in conjunction with the tachometer indicator

VÉRIFICATION DE L'INDICATEUR EGT

12. Matériel requis :
- Source d'alimentation de parc.
 - Appareil d'essai Jetcal BH112 JA-52 avec les accessoires suivants :
 - Adaptateur de vérification de l'indicateur EGT BH822.
 - Câble d'instrument BH485.
13. Procéder comme suit :
- Mettre SW-1 sur OFF.
 - Brancher la source de parc à la prise P-1.
 - Brancher l'adaptateur EGT au câble d'instrument du Jetcal, et brancher ce câble à la prise P-3.
 - Brancher l'adaptateur EGT à l'indicateur EGT.
 - Mettre SW-6 sur MECH ZERO et régler mécaniquement GALVO-1 à zéro.
 - Régler le potentiomètre à la température d'essai.
 - Régler SW-4 à $8 \pm 0.05 \Omega$.
 - Mettre SW-6 sur RANGE.
 - Régler le rhéostat R-1 pour que GALVO-1 indique zéro.
 - Lire les indications du potentiomètre et de l'indicateur EGT, et s'assurer que la différence entre les deux valeurs ne dépasse pas les tolérances permises (voir [C-12-114-0D0/MF-001](#)).
 - Mettre SW-6 sur MECH ZERO.
 - Mettre SW-1 sur OFF.
 - Enlever l'adaptateur d'essai, débrancher l'appareil d'essai et la source de parc.

TACHYMÈTRE RÉACTEUR

14. L'alternateur tachymétrique, monté sur le logement du côté gauche du réservoir d'huile réacteur, est utilisé en conjonction avec l'indicateur



BOE02012

Figure 2-2-3 Engine Tachometer – Electrical Schematic
 Figure 2-2-3 Tachymètre réacteur – schéma électrique

located on the centre instrument panel. The indicator displays a reading proportional to the rpm of the rotating compressor assembly. The Type MB-6 generator consists of a multipole stator with three-phase winding, and a two-pole permanent magnet rotor driven by a square driveshaft through a flexible coupling. The indicator consists of a three-phase synchronous induction motor driving a pointer mechanism through a magnetic drag assembly. The pointer moves over a scale graduated in percent of engine rpm. For the electrical schematic, see [Figure 2-2-3](#). For further information on the tachometer generator, see C-16-357-000/MN-000 and C-16-391-000/MN-000; on the tachometer indicator, see C-16-374-000/MN-000.

tachymétrique situé au centre du tableau de bord. L'indicateur donne une lecture proportionnelle à la vitesse de rotation du compresseur. L'alternateur, de type MB-6, comprend un stator multipolaire avec enroulement triphasé et un rotor bipolaire à aimant permanent par un arbre à prise d'entraînement carrée via un raccord flexible. L'indicateur comprend un moteur à induction synchrone triphasé qui actionne une aiguille grâce à un dispositif d'entraînement magnétique. L'aiguille se déplace sur une échelle graduée en pourcentage du régime réacteur. Pour le schéma électrique, voir [figure 2-2-3](#). Pour tout renseignement sur l'alternateur tachymétrique, voir C-16-357-000/MN-000 et C-16-391-000/MN-000; pour l'indicateur tachymétrique, voir C-16-374-000/MN-000.

ENGINE LIFE MONITOR

15. The service life of the engine is monitored by a low cycle fatigue monitor located on the canted bulkhead behind the RH ejection seat. The monitor, which receives an input from the tachometer generator, monitors engine speed and identifies cycling between military power and the lower power levels to provide a count of the number of times the engine speed has cycled between the power levels. The engine power is based on the severity of the total change in speed during a cycle. A digital counter is advanced by an amount proportional to the severity factor. The total count is a measure of engine life consumed. Counter readings are periodically recorded in the engine log book and used as a basis for engine inspection and maintenance. For the electrical schematic, see [Figure 2-2-4](#).

CONTRÔLEUR DE DURÉE DE VIE RÉACTEUR

15. Le contrôle de la durée de vie en service du réacteur est assuré par un contrôleur de fatigue oligocyclique situé sur la cloison inclinée derrière le siège éjectable droit. Le contrôleur, qui reçoit un signal de l'alternateur tachymétrique, surveille la vitesse du réacteur et enregistre chaque passage de la poussée militaire à une poussée moindre, afin de fournir le compte des cycles effectués par l'avion entre ces niveaux de poussée. Pour chaque cycle, un compteur numérique avance d'une quantité proportionnelle à l'amplitude de la variation totale du régime pendant un cycle. Le total au compteur est une mesure de la fraction de vie déjà écoulée du réacteur. Les données affichées par le compteur sont consignées périodiquement dans le livret du réacteur et utilisées pour l'inspection et la maintenance du réacteur. Pour le schéma électrique du contrôleur, voir [figure 2-2-4](#).

FUEL QUANTITY AND LOW LEVEL INDICATING SYSTEM

GENERAL

16. The fuel quantity indicating system provides a visual indication of weight of fuel in the five fuel cells. The fuel quantity indicator is installed in the centre of the instrument panel. Power for the system is supplied from the 115-volt 400 Hz No. 2 ac bus to the fuel quantity indicator. A test switch is used to check that power is supplied to the indicator.

CIRCUIT D'INDICATION DE QUANTITÉ ET D'ALARME DE BAS NIVEAU CARBURANT

GÉNÉRALITÉS

16. Le circuit d'indication de quantité de carburant fournit une indication visuelle de la masse de carburant contenu dans les cinq réservoirs souples. L'indicateur de quantité carburant est monté au centre du tableau de bord pilote. Il est alimenté par le bus c.a. 2, 115 volts, 400 Hz. Un poussoir d'essai permet de vérifier l'alimentation de l'indicateur.

17. The low level warning system gives an indication, by means of a light at the annunciator panel, when the fuel level is low. The system consists of a float-operated switch, noise filter, capacitor, and indicator light. The float switch is located in the

17. Le circuit d'alarme de bas niveau carburant signale, grâce à un voyant sur le panneau annonciateur, que le niveau de carburant est bas. Le circuit comprend un contacteur à flotteur, un filtre antiparasite, un condensateur et un voyant annonciateur. Le

forward fuel cell. For the electrical schematic of the fuel quantity and low level warning system, see [Figure 2-2-5](#).

FUEL QUANTITY INDICATOR

18. The fuel quantity indicator is a self-balancing impedance bridge network. The bridge balance is determined by a fixed-reference capacitance and a rebalance potentiometer. The reactive leg of the bridge is formed by a variable fuel tank capacitance and the inductive input to the indicator circuit. The indicator consists of a three-stage transistorized amplifier, an input transformer, a servo motor, a gear train, a rebalance potentiometer and a pointer-type dial. As the fuel tank capacitance changes, the bridge becomes unbalanced. The unbalance signal drives the indicator unit until a new balance is reached. The indicator reading is the new fuel quantity. The instrument dial is calibrated to read weight of fuel in pounds. For further information on the fuel quantity indicator, see C-16-542-000/MF-000.

FUEL QUANTITY PROBES

19. The fuel quantity probes are variable capacitors. As the level of the fuel varies, the dielectric constant varies, and the capacitance of the fuel quantity probes varies. The two fuel quantity probes are wired in parallel to give a total fuel quantity reading. For further information on the fuel quantity probes, see C-16-542-000/MF-000.

CALIBRATION

20. **General.** The fuel quantity indicating system can be calibrated with the fuel tanks full, partially full or completely empty. The preferred method is to calibrate the fuel quantity indicating system with the tanks completely empty (except for the collector tank). To calibrate the system with the fuel tanks full or partially full, see following paragraphs.

contacteur à flotteur se trouve dans le réservoir souple avant. Pour le schéma électrique des circuits d'indication de quantité et de bas niveau carburant, voir [figure 2-2-5](#).

INDICATEUR DE QUANTITÉ CARBURANT

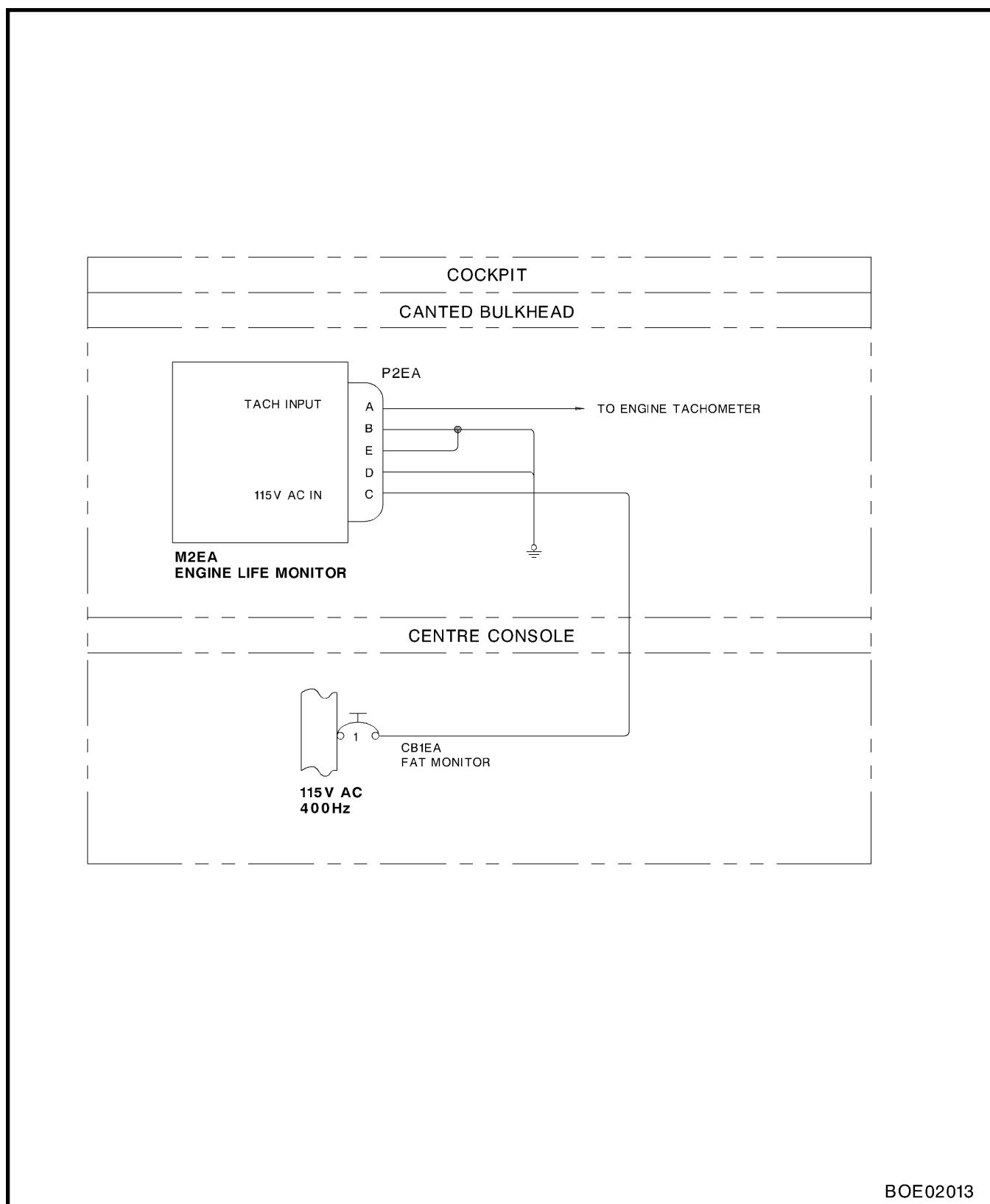
18. L'indicateur de quantité carburant est un réseau en pont à impédance auto-équilibrée. L'équilibre du pont est déterminé par un condensateur de référence fixe et un potentiomètre de ré-équilibrage. La branche réactive du pont est formée par le condensateur variable du réservoir carburant et l'entrée inductive du circuit de l'indicateur. L'indicateur comprend un amplificateur transistorisé à trois étages, un transformateur d'entrée et un servomoteur, un train d'engrenages, un potentiomètre de ré-équilibrage et un cadran à aiguille. Quand la capacité dans le réservoir carburant change, le pont est déséquilibré. Ce déséquilibre modifie la position de l'indicateur jusqu'à ce qu'un nouvel équilibre soit atteint. L'indicateur donne alors la nouvelle quantité du carburant. Le cadran de l'instrument donne le poids du carburant en livres. Pour tout renseignement sur l'indicateur de quantité carburant, voir C-16-542-000/MF-000.

SONDES DE QUANTITÉ CARBURANT

19. Les sondes de quantité carburant sont des condensateurs variables. Lorsque le niveau de carburant varie, la constante diélectrique varie et la capacité des sondes de quantité carburant varie aussi. Les deux sondes sont reliées en parallèle pour donner une indication de quantité totale de carburant. Pour tout renseignement sur les sondes de quantité carburant, voir C-16-542-000/MF-000.

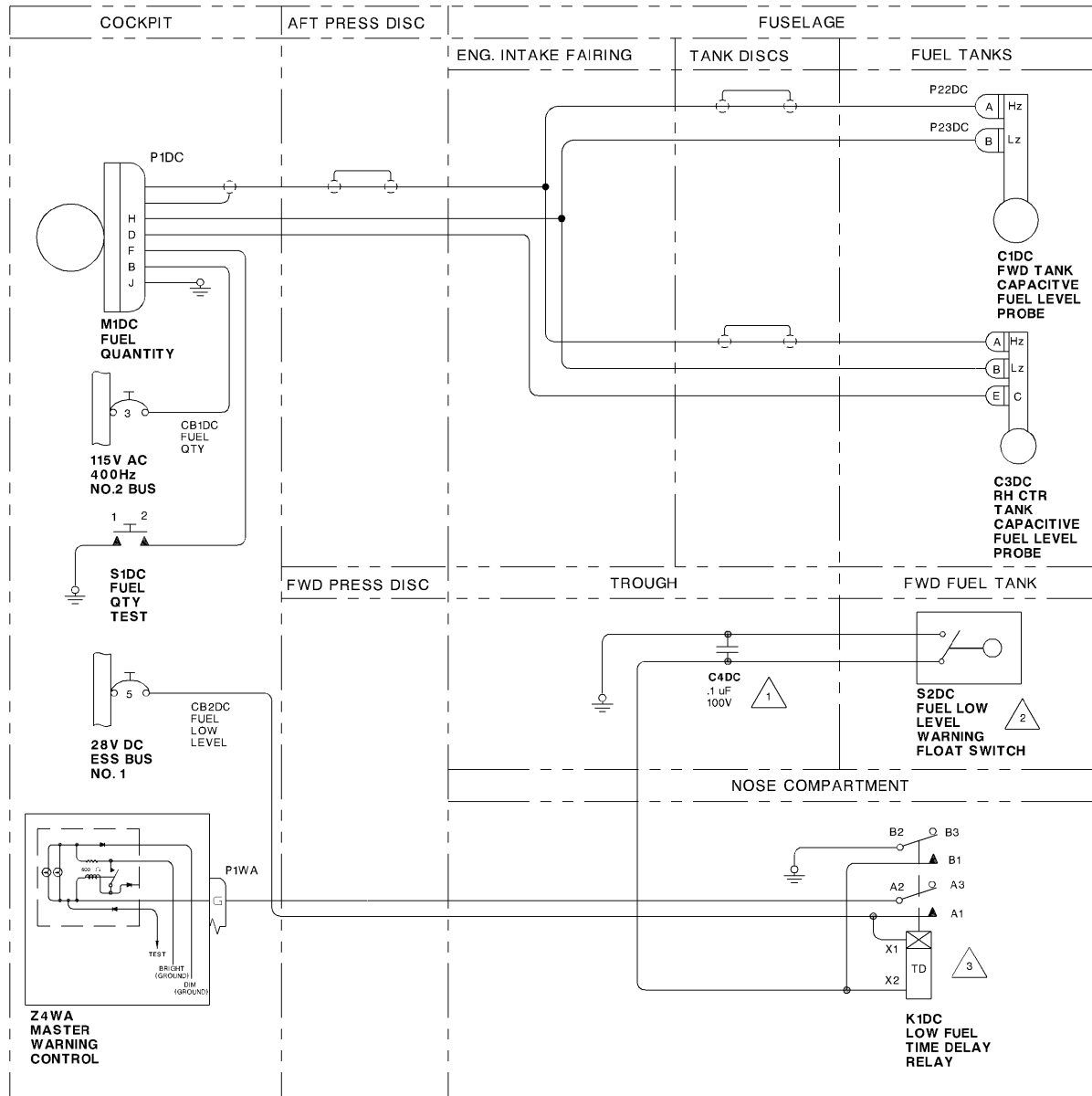
ÉTALONNAGE

20. **Généralités.** Le circuit d'indication de quantité carburant peut être étalonné avec les réservoirs pleins, partiellement pleins ou complètement vides. Il est préférable de faire l'étalonnage avec les réservoirs complètement vides (sauf en ce qui concerne la nourrice). Pour l'étalonnage du circuit avec réservoirs pleins ou partiellement pleins, voir les paragraphes qui suivent.



BOE02013

Figure 2-2-4 Engine Life Monitor – Electrical Schematic
 Figure 2-2-4 Contrôleur de durée de vie réacteur – schéma électrique



NOTES :

- 1 LOCATED IN DISCRETE COMPONENT BOX A1 (FS 145).
- 2 OPENS ON RISING FUEL LEVEL
- 3 DELAY ON OPERATE: 16 SECONDS

BOE02014

Figure 2-2-5 Fuel Quantity and Low Level Warning Indicator – Electrical Schematic
 Figure 2-2-5 Indicateur de quantité et alarme de bas niveau carburant – schéma électrique

21. **Calibration with Empty Tanks.** Proceed as follows:

NOTE

Ensure fuel tank is completely empty (except the collector tank) and that the fuel quantity tester is properly grounded in accordance with C-67-T54-000/MS-000.

- a. Connect tester GTF-6 to the aircraft.
- b. Apply power to the aircraft.
- c. Ensure that FUEL QTY circuit-breaker is pushed in.
- d. On the tester, set the power switch to ON.
- e. Set the display switch to CAP (PF).
- f. Set the capacitance range switch to 1000.
- g. Set the capacitance function switch to INDICATION TEST-A/C.
- h. Adjust the EMPTY control at the rear of the indicator until an empty indication is obtained.
- i. On tester GTF-6, set the capacitance function switch to A/C TEST-COMP. Note the reading on the digital display.
- j. Subtract the reading obtained in Step j, from 62.0 pF (wet value) and record. This result is the actual compensator value in the aircraft.
- k. Set the capacitance function switch to SIM SET-COMP.
- l. Adjust the COMP SIMULATOR dial to the result obtained in Step k.
- m. Set the capacitance function switch to AC TEST-UNSH. Note the reading on the digital display.
- n. Subtract the reading obtained in Step p, from 290.0 pF (wet or full value) and record. This result is the actual probe value in the aircraft.
- o. Set the capacitance function switch to SIM SET-PROBE.

21. **Étalonnage avec réservoirs vides.** Procéder comme suit :

NOTA

S'assurer que les réservoirs carburant sont complètement vides (sauf la nourrice) et que l'appareil d'essai du circuit d'indication de quantité carburant est mis à la masse conformément à C-67-T54-000/MS-000.

- a. Brancher l'appareil d'essai GTF-6 à l'avion.
- b. Établir l'alimentation de parc.
- c. S'assurer que le disjoncteur FUEL QTY est enclenché.
- d. Mettre l'interrupteur d'alimentation de l'appareil d'essai sur ON.
- e. Mettre le sélecteur d'affichage sur CAP (PF).
- f. Mettre le sélecteur de capacité sur 1000.
- g. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur INDICATION TEST-A/C.
- h. Régler le bouton EMPTY à l'arrière de l'indicateur pour obtenir une indication de réservoir vide.
- i. Sur l'appareil d'essai GTF-6, mettre le sélecteur de fonction capacité sur A/C TEST-COMP. Noter la valeur de l'affichage numérique.
- j. Soustraire la valeur obtenue à l'étape j de 62.0 pF (valeur humide) et consigner. Le résultat est la capacité réelle du compensateur dans l'avion.
- k. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur SIM SET-COMP.
- l. Régler le cadran COMP SIMULATOR sur le résultat obtenu à l'étape k.
- m. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur AC TEST-UNSH. Noter la valeur de l'affichage numérique.
- n. Soustraire le résultat obtenu à l'étape p de 290.0 pF (valeur humide ou réservoirs pleins) et consigner. Le résultat est la capacité réelle des sondes dans l'avion.
- o. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur SIM SET-PROBE.

- p. Adjust the PROBE SIMULATOR dial to the value obtained in [Step n](#).
- q. Set the capacitance function switch to IND TEST-A/C + PROBE SIM + COMP SIM.
- r. Adjust the FULL control at the rear of the indicator until a full indication is obtained. The instrument is now calibrated.

NOTE

If an adjustment is made at full or empty, repeat calibration procedure.

- s. Switch off the tester.
- t. Remove power from the aircraft and disconnect the tester.

22. Calibration with Full or Partially Full Tanks. Proceed as follows:

- a. Connect tester GTF-6 to the aircraft.
- b. Apply power to the aircraft.
- c. Ensure that the FUEL QTY circuit-breaker is pushed in.
- d. Switch on aircraft power.
- e. On the tester, set the power switch to ON.
- f. Set the display select switch to CAP (PF).
- g. Set the capacitance range switch to 1000.
- h. To obtain an empty indication, proceed as follows:
 - (1) Set the capacitance function switch to SIM SET-COMP.
 - (2) Adjust the COMP SIMULATOR dial to obtain a reading of 31.0 pF (dry value) on the digital display.
 - (3) Set the capacitance function switch to SIM SET-PROBE.
 - (4) Adjust the PROBE SIMULATOR dial to obtain a reading of 137.0 pF (dry value) on the digital display.

- p. Régler le cadran PROBE SIMULATOR sur le résultat obtenu à [l'étape n](#).
- q. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur IND TEST-A/C + PROBE SIM + COMP SIM.
- r. Régler le bouton FULL à l'arrière de l'indicateur pour obtenir une indication de réservoir plein. L'instrument est maintenant étalonné.

NOTA

Si on a effectué un réglage avec les réservoirs pleins ou vides, répéter la procédure d'étalonnage.

- s. Éteindre l'appareil d'essai.
- t. Couper l'alimentation de l'avion et débrancher l'appareil d'essai.

22. Étalonnage avec réservoirs pleins ou partiellement pleins. Procéder comme suit :

- a. Brancher l'appareil d'essai GTF-6 à l'avion.
- b. Brancher la source de parc.
- c. S'assurer que le disjoncteur FUEL QTY est enclenché.
- d. Établir l'alimentation.
- e. Sur l'appareil d'essai, mettre l'interrupteur d'alimentation sur ON.
- f. Mettre le sélecteur d'affichage sur CAP (PF).
- g. Mettre le sélecteur de capacité sur 1000.
- h. Pour obtenir une indication de réservoir vide, procéder comme suit :
 - (1) Mettre le sélecteur de fonction capacité sur SIM SET-COMP.
 - (2) Régler le cadran COMP SIMULATOR pour obtenir une lecture de 31.0 pF (valeur sèche) sur l'affichage numérique.
 - (3) Mettre le sélecteur de fonction capacité sur SIM SET-PROBE.
 - (4) Régler le cadran PROBE SIMULATOR pour obtenir une lecture de 137.0 pF (valeur sèche) sur l'affichage numérique.

- (5) Set the capacitance function switch to IND TEST-SIM.
- (6) Adjust the EMPTY control at the rear of the indicator to obtain an empty indication.

NOTE

If an adjustment is made at full or empty, repeat calibration procedure.

- i. To obtain a full indication, proceed as follows:
 - (1) On the tester, set the capacitance function switch to SIM SET-COMP.
 - (2) Adjust the COMP SIMULATOR dial to obtain a reading of 62.0 pF (wet value) on the digital display.
 - (3) Set the capacitance function switch to SIM SET-PROBE.
 - (4) Adjust the PROBE SIMULATOR dial to obtain a reading of 290.0 pF (wet value) on the digital display.
 - (5) Set the capacitance function switch to IND TEST-SIM.
 - (6) Adjust the FULL control at the rear of the indicator to obtain a full indication. The instrument is now calibrated.
 - (7) Switch off the tester.
 - (8) Remove power from the aircraft and disconnect the tester.

FUEL LOW LEVEL INDICATION – CIRCUIT CHECK

23. Proceed as follows:
 - a. Ensure that the MASTER WARN control circuit-breaker and the FUEL LOW LEVEL circuit-breaker are pushed in.
 - b. Check that the amber MASTER CAUTION light is flashing and that the LOW FUEL QUANT capsule (No. 7) is lit.
 - c. Pull out the FUEL LOW LEVEL circuit-breaker and check that the MASTER CAUTION light and the LOW FUEL QUANT capsule light extinguishes.

- (5) Mettre le sélecteur de fonction capacité sur IND TEST-SIM.
- (6) Régler le bouton EMPTY à l'arrière de l'indicateur pour obtenir une indication de réservoir vide.

NOTA

Si on a effectué un réglage avec les réservoirs pleins ou vides, répéter la procédure d'étalonnage.

- i. Pour obtenir une indication de réservoir plein, procéder comme suit :
 - (1) Sur l'appareil d'essai, mettre le sélecteur de fonction capacité sur SIM SET-COMP.
 - (2) Régler le cadran COMP SIMULATOR pour obtenir une lecture de 62.0 pF (valeur humide) sur l'affichage numérique.
 - (3) Mettre le sélecteur de fonction capacité sur SIM SET-PROBE.
 - (4) Régler le cadran PROBE SIMULATOR pour obtenir une lecture de 290.0 pF (valeur humide) sur l'affichage numérique.
 - (5) Mettre le sélecteur de fonction capacité sur IND TEST-SIM.
 - (6) Régler le bouton FULL à l'arrière de l'indicateur pour obtenir une indication de réservoir plein. L'instrument est maintenant étalonné.
 - (7) Éteindre l'appareil d'essai.
 - (8) Couper l'alimentation de l'avion et débrancher l'appareil d'essai.

VÉRIFICATION DU CIRCUIT D'ALARME DE BAS NIVEAU CARBURANT

23. Procéder comme suit :
 - a. S'assurer que les disjoncteurs MASTER WARN et FUEL LOW LEVEL sont enclenchés.
 - b. Vérifier que le voyant ambre MASTER CAUTION clignote et que le voyant LOW FUEL QUANT (n° 7) est allumé.
 - c. Désenclencher le disjoncteur FUEL LOW LEVEL et vérifier que les voyants MASTER CAUTION et LOW FUEL QUANT s'éteignent.

- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none">d. Place dc master switch to OFF and remove ground power.e. Remove test equipment.f. Place all switches and circuit-breakers to original position. | <ul style="list-style-type: none">d. Mettre l'interrupteur principal c.c. sur OFF et couper l'alimentation de parc.e. Enlever le matériel d'essai.f. Remettre tous les disjoncteurs et les interrupteurs dans leur position initiale. |
|--|---|

SECTION 3

POSITION INDICATORS

GENERAL DESCRIPTION

1. The position indicator instruments are used to give the pilot a visual indication of the position of the wing flaps and the landing gear.

WING FLAP POSITION INDICATOR

2. The wing flap position indicator is located in the centre of the instrument panel. The indicator is graduated from 0 to 40 degrees and the position of the pointer indicates the angular position of the wing flap. The wing flap position indicator system consists of a transmitter and an indicator. The transmitter is mechanically driven by the port wing flap. The indicator and the transmitter operate on the dc selsyn principle. The indicator monitors the wing flap position. For the electrical schematic, see [Figure 2-3-1](#). For functional checks on the wing flap position indicator system, see [C-12-114-0A0/MF-001](#). For further information on the flap position indicator, see [C-16-661-000/MN-000](#); on the transmitter, see [C-16-656-000/MN-000](#).

LANDING GEAR POSITION INDICATORS

3. The landing gear position indicating system consists of three Type AN5839-2 indicators installed on the landing gear control panel. The indicators function in conjunction with microswitches located on the nose and main landing gears. When each gear is up and locked, the word UP is displayed in the indicator window. When each gear is down and locked, a wheel is displayed in the indicator window. When the gear is in transit or the power is off, a black and yellow diagonal hatching is displayed. For detailed operation and adjustment of the landing gear indicating system, see [C-12-114-0A0/MF-001](#). Power for the indicator system is supplied through a 5-ampere LANDING GEAR POS. IND circuit-breaker from the 28 Vdc essential bus. For the electrical schematic, see [Figure 2-3-2](#). For further information on landing gear indicators, see [C-16-633-000/MN-000](#), [C-16-654-000/MN-000](#) and [C-16-655-000/MN-000](#).

SECTION 3

INDICATEURS DE POSITION

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

1. Les instruments indicateurs de position fournissent au pilote une indication visuelle de la position des volets et du train d'atterrissage.

INDICATEUR DE POSITION VOILETS

2. L'indicateur de position volets est situé au centre du tableau central. Il est gradué de 0 à 40 degrés, et la position de l'aiguille indique la position angulaire des volets. Le circuit d'indication de position volets comprend un transmetteur et un indicateur. Le transmetteur est entraîné mécaniquement par le volet gauche. L'indicateur et le transmetteur fonctionnent selon le principe Selsyn c.c. L'indicateur surveille la position des volets. Pour le schéma électrique, voir [figure 2-3-1](#). Pour les vérifications de fonctionnement du circuit d'indication de position volets, voir [C-12-114-0A0/MF-001](#). Pour tout renseignement sur l'indicateur de position volets, voir [C-16-661-000/MN-000](#); pour le transmetteur, voir [C-16-656-000/MN-000](#).

INDICATEURS DE POSITION TRAIN D'ATERRISSAGE

3. Le circuit d'indication de position train d'atterrissage comprend trois indicateurs de type AN5839-2 situés sur le panneau de commande du train d'atterrissage. Les indicateurs fonctionnent de pair avec des microcontacts situés sur le train avant et sur le train principal. Quand chacun des atterrisseurs est verrouillé en position rentrée, le mot UP est affiché dans la fenêtre de l'indicateur. Quand chacun des atterrisseurs est verrouillé en position sortie, une roue apparaît dans la fenêtre de l'indicateur. Quand le train est en mouvement ou que l'alimentation est interrompue, un hachuré diagonal noir et jaune est visible. Pour le fonctionnement détaillé et le réglage du circuit d'indication de position train d'atterrissage, voir [C-12-114-0A0/MF-001](#). Le circuit est alimenté par le bus 28 V c.c. essentiel via le disjoncteur 5 ampères LANDING GEAR POS. IND. Pour le schéma électrique, voir [figure 2-3-2](#). Pour tout renseignement sur les indicateurs de position train d'atterrissage, voir [C-16-633-000/MN-000](#), [C-16-654-000/MN-000](#) et [C-16-655-000/MN-000](#).

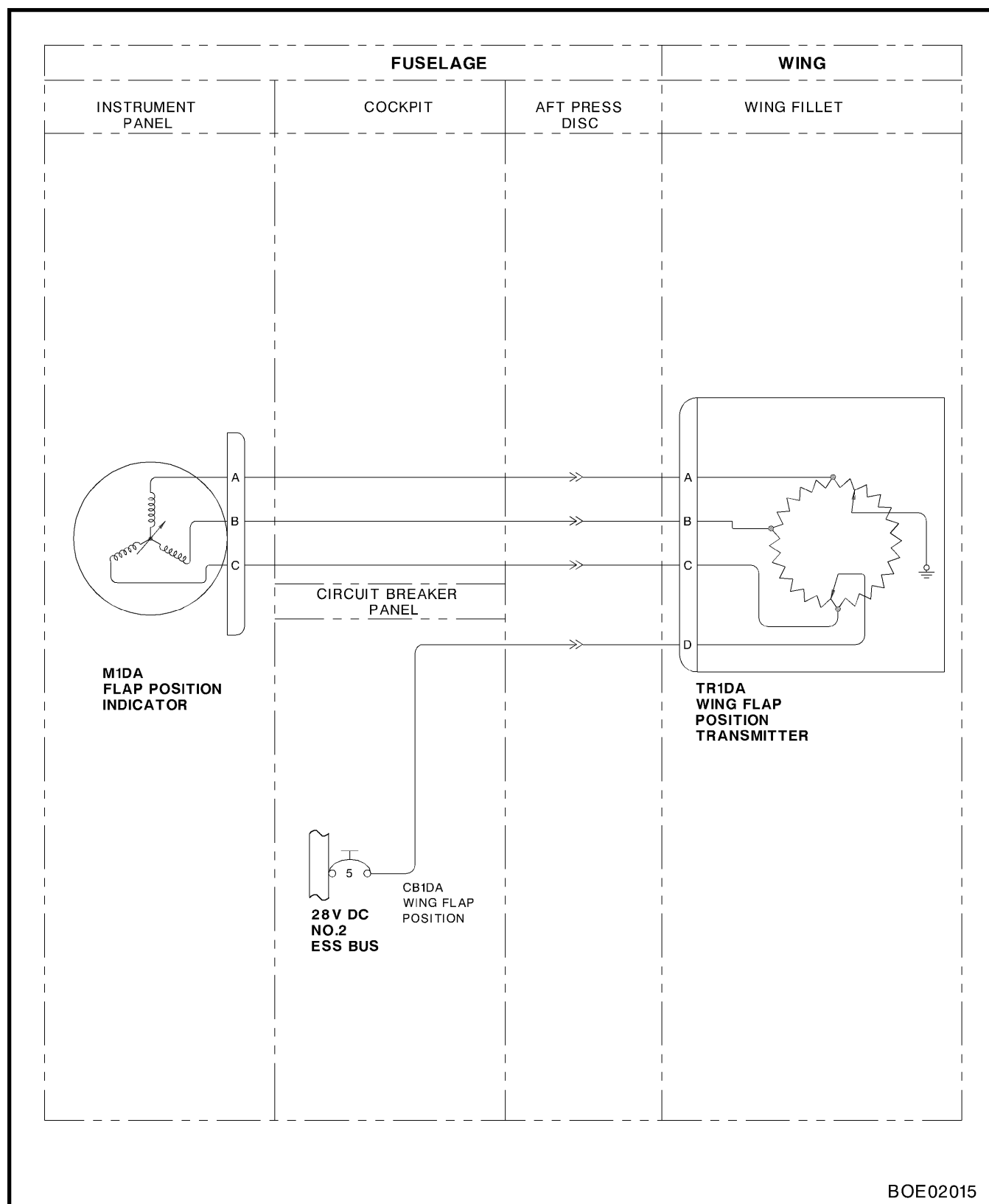
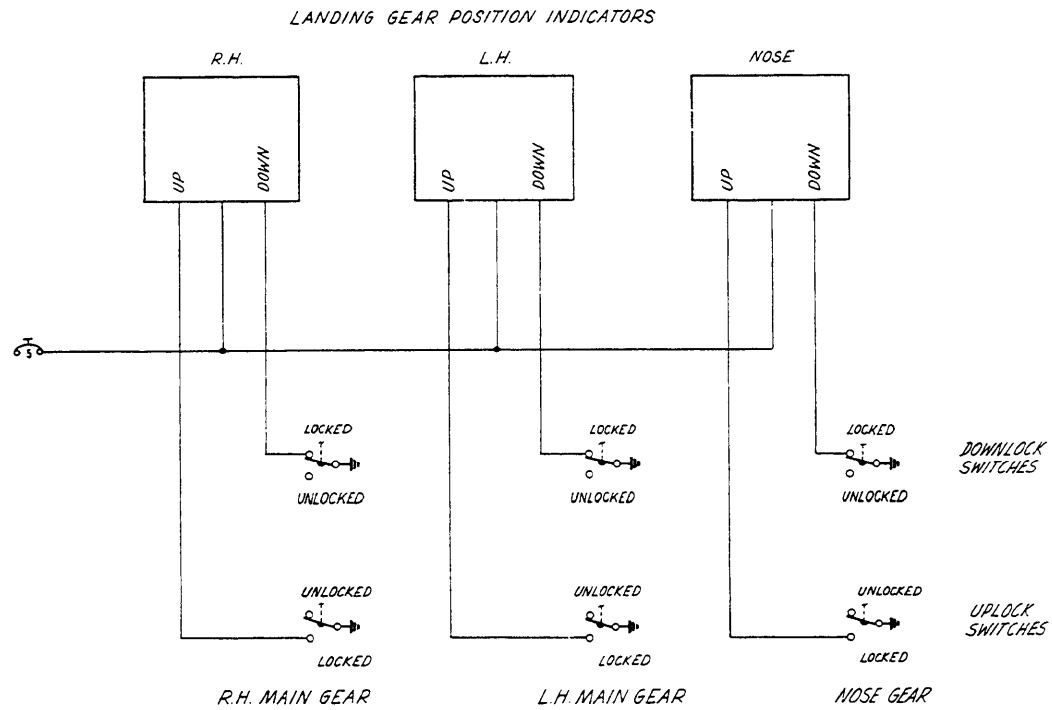


Figure 2-3-1 Wing Flap Position Indicator – Electrical Schematic
 Figure 2-3-1 Indicateur de position volets – schéma électrique



(41A 50140B

BOE02016

Figure 2-3-2 Landing Gear Indicators – Electrical Schematic
 Figure 2-3-2 Indicateurs de position train d'atterrissage – schéma électrique

SECTION 4

MISCELLANEOUS INSTRUMENTS

GENERAL DESCRIPTION

1. The miscellaneous instruments include those instruments not classified as flight, engine, or position indicator instruments. For the location of the miscellaneous instruments, see [Figure 2-1-1](#).

REGISTERING ACCELEROMETERS

2. The registering accelerometer system consists of a counting accelerometer sensor located on the main spar at FS 257, and two accelerometer registers (see [Figure 2-4-1](#)), located in the nose electronic equipment bay. Power for the system is provided by the 28 Vdc non-essential bus via the REC G METER circuit-breaker. The system keeps a record of the number of times that the aircraft has exceeded preset g values during flight. For the electrical schematic, see [Figure 2-4-2](#).

SECTION 4

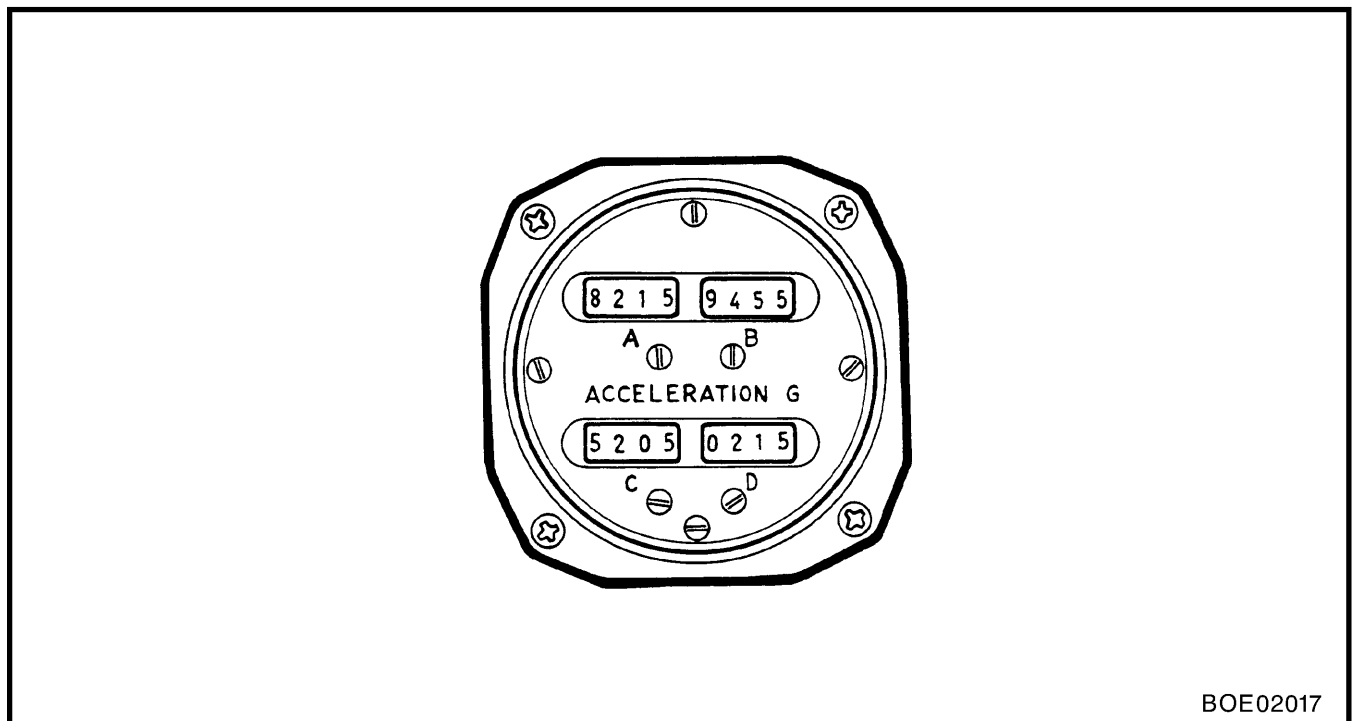
INSTRUMENTS DIVERS

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

1. Les instruments divers comprennent tous les instruments autres que les instruments de vol, les instruments réacteur et les indicateurs de position. Pour l'emplacement des instruments divers, voir [figure 2-1-1](#).

ACCÉLÉROMÈTRES ENREGISTREURS

2. Le circuit des accéléromètres enregistreurs comprend un capteur accélérométrique, situé sur le longeron principal à FS 257, et deux accéléromètres enregistreurs (voir [figure 2-4-1](#)) situés dans le compartiment électronique avant. Le circuit est alimenté par le bus 28 V c.c. non essentiel via le disjoncteur REC G METER. Il permet d'enregistrer le nombre de fois que l'avion a dépassé le nombre de g maximal prescrit pendant le vol. Pour le schéma électrique du circuit, voir [figure 2-4-2](#).



BOE02017

Figure 2-4-1 Accelerometer Register
Figure 2-4-1 Accéléromètre enregistreur

3. The recording or registering accelerometer system is used to record the number of times the aircraft has been subjected to certain values of g forces. Values of negative 0.5, 0.0, positive 0.5, positive 2.0, positive 1.0 (reset), positive 3.0, positive 4.0, positive 5.0 and positive 6.0 are recorded. The accelerometer sensor senses the g forces by mechanical means. The linear movement of a mechanical weight is linked to a rotary shaft which makes or breaks the electrical contact of rotary switches located in the sensor. Twenty-three g values, ranging from negative 2.5 to positive 9.5, may be selected using the method of wiring between sensor and indicators. The Type AE322-3-B counting accelerometer indicators contain binary transistorized circuitry. Each time a specific g value is exceeded, the electrical contact made in the sensor causes a transistorized flip-flop to change state. When the g force returns to positive 1.0 g or the reset value, the flip-flop returns to its original state and causes the counter to move one number forward. Individual flight records may be taken by noting the counter readings prior to flight and after flight. For further information, see C-16-683-000/MS-000 and C-16-684-000/MS-000.

FUNCTIONAL CHECK OF REGISTERING ACCELEROMETER SYSTEM

4. To check the function of the registering accelerometer, record counter readings before flight and readings after flight. The figures should increase, depending upon the stress applied during flight. Malfunction can be determined by examination of recorded g forces. For example, if the accelerometer indicates positive 7.5 g but not positive 6.0 g, system operation is faulty.

OXYGEN PRESSURE INDICATOR

5. The oxygen pressure indicator, located on the centre instrument panel, measures the oxygen pressure available and is graduated from 0 to 2000 psi (0 to 13 790 kPa). For further information on oxygen pressure indicators, see C-22-232-000/MS-000. For information on the oxygen system, see [C-12-114-0C0/MF-001](#).

NOTE

On the Snowbird aircraft, the oxygen pressure indicator is located on the RH facia panel.

3. Les accéléromètres enregistreurs servent à consigner le nombre de fois que l'avion a été soumis à certains nombres de g. Les nombres de g enregistrés sont moins 0.5, 0.0, plus 0.5, plus 2.0, plus 1.0 (réarmement), plus 3.0, plus 4.0, plus 5.0 et plus 6.0. Le capteur accélérométrique détecte les forces d'accélération de façon mécanique. Le mouvement linéaire d'une masse est transmis à un arbre rotatif qui établit ou coupe le contact électrique aux contacteurs rotatifs situés sur le capteur. Le câblage entre le capteur et les indicateurs permet de choisir 23 valeurs de nombre de g dans la plage allant de moins 2.5 à plus 9.5. Les accéléromètres enregistreurs de type AE322-3-B contiennent des circuits transistorisés binaires. Chaque fois qu'un nombre de g déterminé est dépassé, le contact électrique établi dans le capteur provoque le changement d'état d'une bascule transistorisée. Quand la force d'accélération revient à plus 1.0 ou à la valeur de réarmement, la bascule retourne à son état initial et fait avancer le compteur d'un chiffre. On peut consigner les indications pour un vol particulier en notant les valeurs indiquées par le compteur avant et après le vol. Pour tout renseignement, voir C-16-683-000/MS-000 et C-16-684-000/MS-000.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT DES ACCÉLÉROMÈTRES ENREGISTREURS

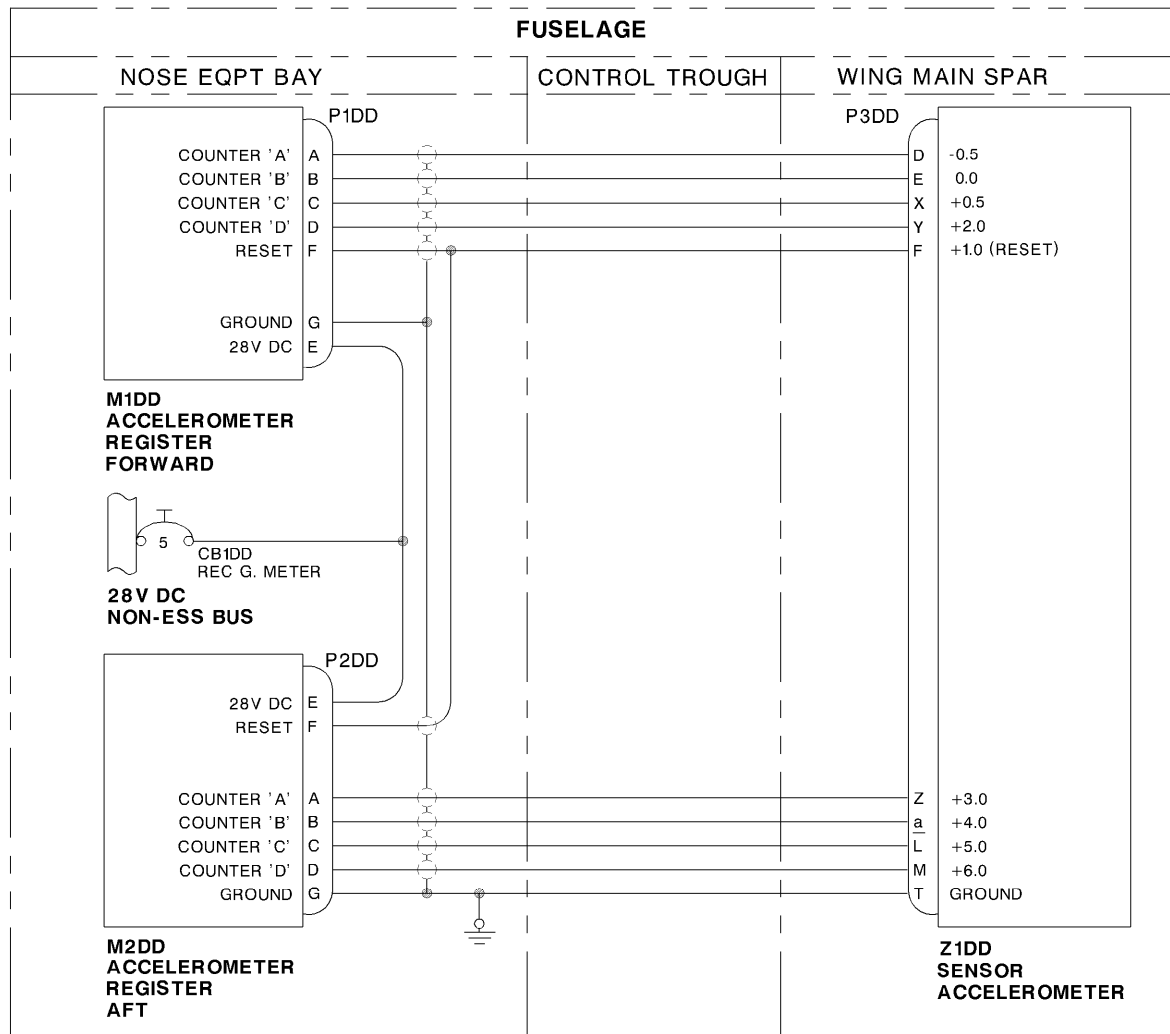
4. Pour vérifier le fonctionnement de l'accéléromètre enregistreur, consigner les indications de l'enregistreur avant et après le vol. Ces valeurs doivent augmenter en fonction des contraintes auxquelles l'appareil a été soumis pendant le vol. Un défaut peut être décelé par l'examen des forces d'accélération enregistrées. Par exemple, si l'accéléromètre indique plus 7.5 g sans indiquer plus 6.0 g, le circuit est défectueux.

INDICATEUR DE PRESSION D'OXYGÈNE

5. L'indicateur de pression d'oxygène, situé sur le tableau de bord central, indique la pression d'oxygène disponible et est gradué de 0 à 2000 lb/po² (0 à 13 790 kPa). Pour tout renseignement sur les indicateurs de pression d'oxygène, voir C-22-232-000/MS-000; pour le circuit d'oxygène, voir [C-12-114-0C0/MF-001](#).

NOTA

Sur l'avion Snowbird, l'indicateur de pression d'oxygène est situé sur le tableau saillant de droite.



BOE02018

Figure 2-4-2 Registering Accelerometer – Electrical Schematic
 Figure 2-4-2 Accéléromètre enregistreur – schéma électrique

HYDRAULIC PRESSURE INDICATING SYSTEM

GENERAL

6. The hydraulic pressure indicating system consists of a synchro transmitter and indicator. The indicator is located on the centre instrument panel and displays a reading of hydraulic pressure from 0 to 2500 psi (0 to 17 240 kPa). The transmitter is located in the nose wheel area at FS 149.0. Power for the system is supplied from the 26 Vac power supply. For the electrical schematic, see [Figure 2-4-3](#). For further information on the hydraulic pressure transmitter, see C-16-850-000/MN-000; on the indicator, see C-16-494-000/MS-000.

CALIBRATION

7. Proceed as follows:
 - a. Connect external power.
 - b. Energize aircraft bus (see [C-12-114-000/MF-001](#)).
 - c. Disconnect hydraulic line from transmitter.
 - d. Plug hydraulic line.
 - e. Connect dead weight tester to transmitter.
 - f. Apply 10 340 kPa (1500 psi) to transmitter and adjust transmitter until indicator reads 10 340 kPa (1500 psi).
 - g. Test the system by applying pressure using the following positions:
 - (1) 0 kPa (0 psi).
 - (2) 3450 kPa (500 psi).
 - (3) 6900 kPa (1000 psi).
 - (4) 8620 kPa (1250 psi).
 - (5) 10 340 kPa (1500 psi).
 - (6) 13 790 kPa (2000 psi).
 - (7) 17 240 KPa (2500 psi).

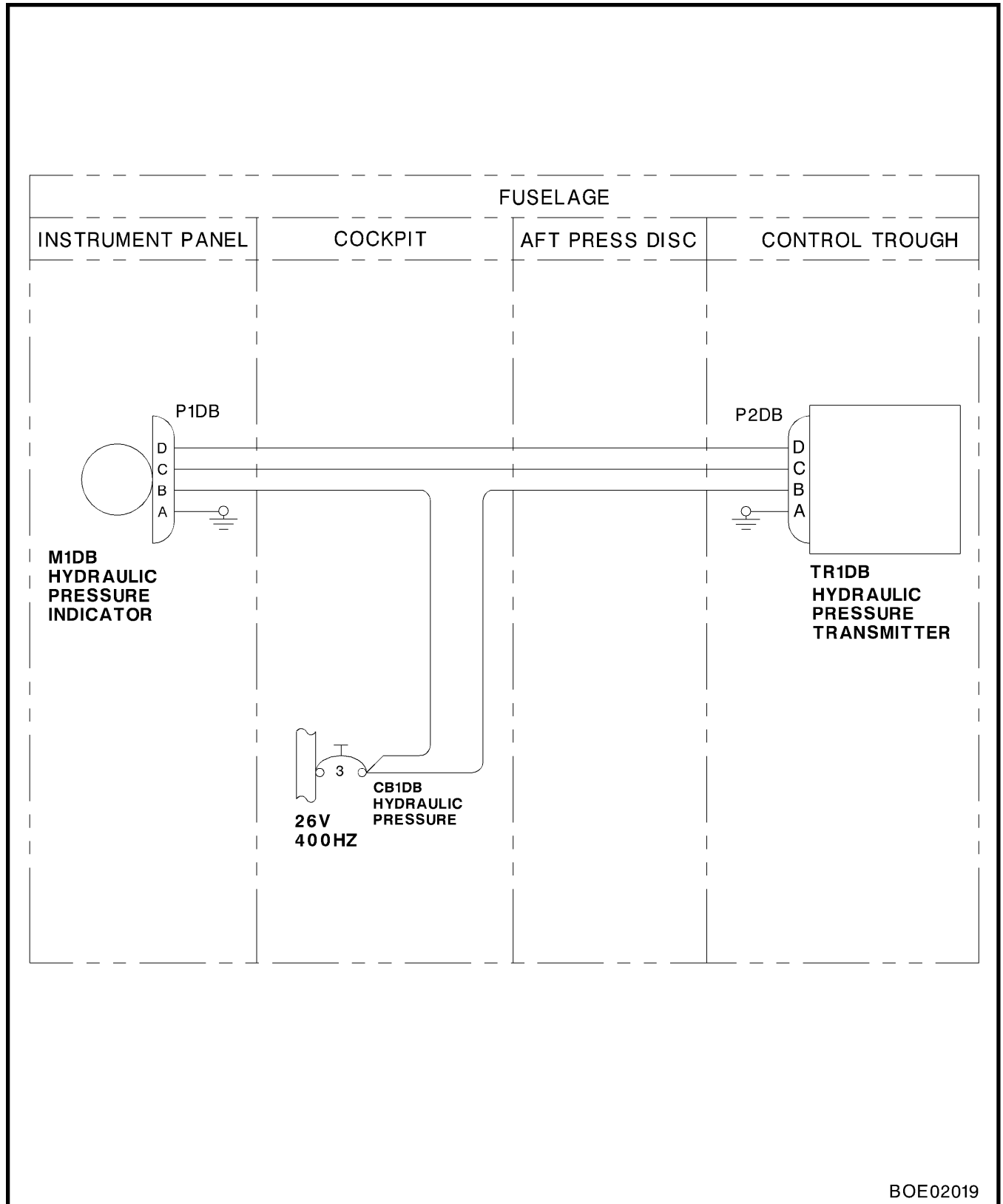
CIRCUIT D'INDICATION DE PRESSION HYDRAULIQUE

GÉNÉRALITÉS

6. Le circuit d'indication de pression hydraulique comprend un transmetteur synchro et un indicateur. L'indicateur est situé sur le tableau de bord central et affiche la presssion hydraulique entre 0 et 2500 lb/po² (0 et 17 240 kPa). Le transmetteur se trouve dans la zone du train avant, à FS 149.0. Le circuit est alimenté par un bloc d'alimentation de 26 V c.a. Pour le schéma électrique, voir [figure 2-4-3](#). Pour tout renseignement sur le transmetteur de pression hydraulique, voir C-16-850-000/MN-000; pour l'indicateur, voir C-16-494-000/MS-000.

ÉTALONNAGE

7. Procéder comme suit :
 - a. Brancher la source de parc.
 - b. Mettre le bus de l'avion sous tension (voir [C-12-114-000/MF-001](#)).
 - c. Débrancher la conduite hydraulique du transmetteur.
 - d. Boucher la conduite hydraulique.
 - e. Brancher l'appareil d'essai à piston au transmetteur.
 - f. Appliquer une pression de 10 340 kPa (1500 lb/po²) au transmetteur et régler celui-ci de façon que l'indicateur donne 10 340 kPa (1500 lb/po²).
 - g. Vérifier le circuit en pressurant aux valeurs suivantes :
 - (1) 0 kPa (0 lb/po²).
 - (2) 3450 kPa (500 lb/po²).
 - (3) 6900 kPa (1000 lb/po²).
 - (4) 8620 kPa (1250 lb/po²).
 - (5) 10 340 kPa (1500 lb/po²).
 - (6) 13 790 kPa (2000 lb/po²).
 - (7) 17 240 kPa (2500 lb/po²).



BOE02019

Figure 2-4-3 Hydraulic Pressure Indicator – Electrical Schematic
 Figure 2-4-3 Indicateur de pression hydraulique – schéma électrique

NOTE

The system tolerance is ± 345 kPa (± 50 psi). Light tapping of the indicator and transmitter should be carried out during test.

- h. Remove external power.
- i. Remove dead weight tester.
- j. Connect hydraulic line to transmitter (see [C-12-114-OB0/MF-001](#)).
- k. Carry out hydraulic system functional test (see [C-12-114-OB0/MF-001](#)).

CABIN ALTITUDE INDICATOR

8. The Type MA-1 cabin altitude indicator, located on the centre instrument panel, is graduated from 0 to 50 000 ft (0 to 15 240 metres) and measures the cabin pressure altitude in thousands of feet. For further information on the cabin altitude indicator, see C-16-485-000/MN-000 and C-16-480-000/MN-000.

NOTE

On the Snowbird aircraft, the cabin altitude indicator is located on the RH fascia panel.

NOTA

La tolérance du circuit est de ± 345 kPa (± 50 lb/po²). Tapoter légèrement l'indicateur et le transmetteur pendant l'essai.

- h. Couper l'alimentation de parc.
- i. Débrancher l'appareil d'essai à piston.
- j. Brancher la conduite hydraulique au transmetteur (voir [C-12-114-OB0/MF-001](#)).
- k. Effectuer un essai de fonctionnement du circuit hydraulique (voir [C-12-114-OB0/MF-001](#)).

ALTIMÈTRE CABINE

8. L'altimètre cabine, de type MA-1, est situé sur le tableau de bord central. Il est gradué de 0 à 50 000 pi (0 à 15 240 mètres) et mesure l'altitude pression dans la cabine en milliers de pieds. Pour tout renseignement sur l'altimètre cabine, voir C-16-485-000/MN-000 et C-16-480-000/MN-000.

NOTA

Sur l'avion Snowbird, l'altimètre cabine est situé sur le tableau saillant de droite.

SECTION 5

SERVOED ALTIMETER SYSTEM

GENERAL DESCRIPTION

1. The servoed altimeter system consists of two instruments: the servoed altimeter on the LH instrument panel, and the altitude computer-indicator on the RH instrument panel. It indicates corrected barometric altitude on both instruments, and generates digital altitude information for use by the IFF system (see [C-12-114-0G0/MF-001](#)). For the electrical schematic, see [Figure 2-5-1](#).

OPERATION

SERVOED ALTIMETER

2. The servoed altimeter (see [Figure 2-5-2](#)) has two modes of operation: normally it indicates the corrected barometric altitude transmitted to it by synchro from the altitude computer-indicator, but if electrical power fails or the servo error signal is abnormal, it automatically switches to standby mode, in which it operates as a self-contained barometric altimeter. The barometric mechanism of the instrument functions at all times, freely in standby operation and mechanically overridden by the servo-mechanism in normal operation.

3. The altitude, from -1000 to +80 000 ft, is indicated by a five-digit readout in the centre of the instrument and a pointer indicating on a scale around the outside of the instrument face. The first three digits in the readout are on a counter, indicating down to the nearest integral multiple of 100 ft, and the last two digits are fixed zeroes. The pointer scale, indicating 1000 ft per revolution, has major divisions representing hundreds (repeating the last counter digit) and minor divisions representing 20 ft increments. The baroset knob, at lower left, is used for zeroing the altitude scale at any barometric pressure from 28.10 to 31.00 in. of Hg (95 to 105 kPa), and the pressure so selected is indicated to two decimal places by a readout below the right-hand end of the altitude readout. The reset switch is at lower right, and a STBY flag window is above the left end of the altitude readout. The instrument is equipped with both white and red internal 5-volt lighting, neither of which is used in the Tutor aircraft.

SECTION 5

CIRCUIT DE L'ALTIMÈTRE ASSERVI

DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS

1. Le circuit de l'altimètre asservi comprend deux instruments : l'altimètre asservi sur le tableau de bord gauche, et le calculateur-indicateur d'altitude sur le tableau de bord droit. Le circuit indique l'altitude barométrique corrigée sur les deux instruments et fournit des données numériques d'altitude pour le système IFF (voir [C-12-114-0G0/MF-001](#)). Pour le schéma électrique, voir [figure 2-5-1](#).

FONCTIONNEMENT

ALTIMÈTRE ASSERVI

2. L'altimètre asservi (voir [figure 2-5-2](#)) a deux modes de fonctionnement. En mode normal, il indique l'altitude barométrique corrigée qui lui est transmise par le synchro du calculateur-indicateur d'altitude. En cas de panne d'alimentation électrique ou de signal d'erreur anormal du servo, l'altimètre passe automatiquement en mode de secours, dans lequel il fonctionne comme un altimètre barométrique autonome. Le mécanisme barométrique de l'instrument fonctionne en tout temps, librement en mode de secours, et surpassé mécaniquement par le servomécanisme en mode normal.

3. L'altitude, de -1000 à +80 000 pi, est indiquée par un affichage à cinq chiffres au centre de l'instrument et par une aiguille sur la graduation extérieure du cadran de l'instrument. Au centre de l'instrument, les trois premiers chiffres sont affichés sur un compteur permettant une précision jusqu'au multiple de 100 pi le plus proche, tandis que les deux derniers chiffres sont des zéros fixes. La graduation, indiquant 1000 pi par tour, comporte des divisions principales représentant les centaines (ce qui répète le dernier chiffre du compteur) et des divisions secondaires représentant des tranches de 20 pi. Le bouton de calage barométrique, dans le coin inférieur gauche, permet de régler la graduation d'altitude sur zéro pour toute pression barométrique entre 28.10 et 31.00 po de Hg (95 et 105 kPa). La pression ainsi choisie est donnée jusqu'à la deuxième décimale par un indicateur situé juste au-dessous de l'extrémité droite du compteur d'altitude. Le bouton de réarmement est situé dans le coin inférieur droit de l'instrument, et la fenêtre du drapeau STBY se trouve au-dessus de l'extrémité gauche du compteur d'altitude. L'instrument comporte deux dispositifs d'éclairage intégré 5 volts, un blanc et un rouge, mais aucun des deux n'est utilisé sur le Tutor.

4. For normal operation, including starting, the reset switch on the servoed altimeter must be turned to the RESET position after the aircraft busses are energized. During normal operation, standby operation can be selected by turning the switch to STBY position. A failure monitor relay in the unit, while energized, keeps it in normal operation and, when de-energized, switches it to standby. The relay is de-energized if the ac power is interrupted either externally or by operation of the reset switch, and is also de-energized by a relay drive module in the unit if the synchro error voltage becomes excessive or vanishes. The module has a 3-second delay (internally adjustable) which prevents de-energization of the relay when the servo failure is brief. The STBY warning flag movement is energized and de-energized in parallel with the relay, and displays the flag when de-energized.

5. When the failure monitor relay is de-energized it opens the 115 Vac supply circuit, de-energizing the servo amplifier and servomotor and the synchro loop linking the unit to the computer-indicator. At the same time, it closes a 28 Vdc circuit energizing a mechanical vibrator that improves the barometric operation of the instrument.

ALTITUDE COMPUTER-INDICATOR

6. The altitude computer-indicator (see [Figure 2-5-3](#)) receives static and total pressures from the aircraft pitot-static system and converts them to altitude information, corrected within ± 20 ft (6 metres) from known parameters of the static system. The overall range of indication is -1000 to +80 000 ft, and the correction is applied throughout the range under 50 000 ft. The unit transmits the altitude information in synchro form to the servoed altimeter and in digital form to the IFF system, and is in itself a direct indicating instrument. The altitude readout and pointer, baro set knob, barometric zero-setting readout and internal lighting are the same as in the servoed altimeter (see [Paragraph 3](#)), but the warning flag displays the word OFF, and there is no operating control.

7. The aneroids in the unit are linked by servo-mechanism to a mechanical drive common to the altitude counter and pointer, the synchro transmitter (for output to the servoed altimeter) and the altitude encoder (for output to the IFF system). The encoder is a switch that converts angular positions to digital combinations representing 100 ft increments. In the feedback from the mechanical drive to the servo sensor (microsyn), the altitude correction is made

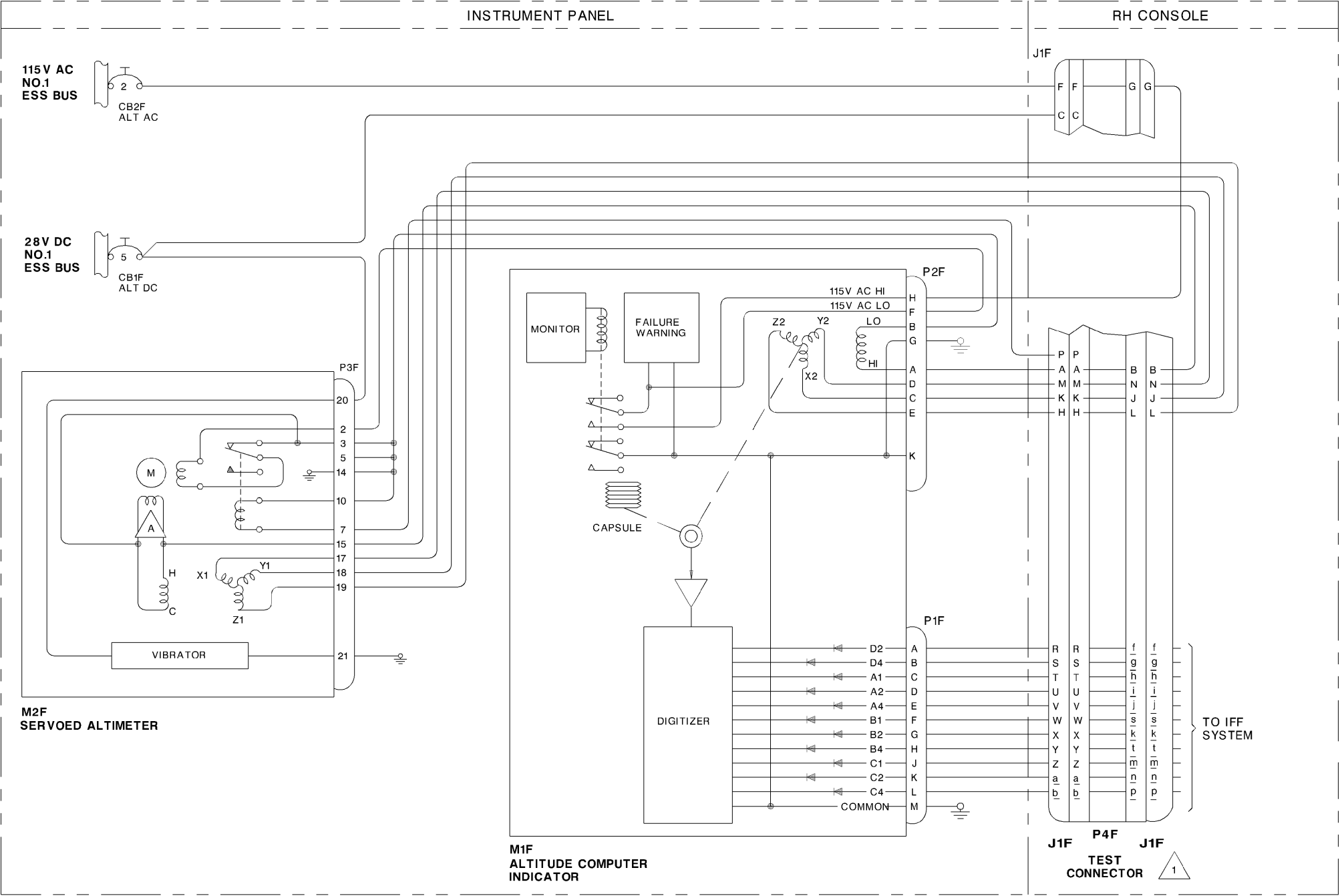
4. Pour le fonctionnement en mode normal, y compris le démarrage, le bouton de réarmement de l'altimètre asservi doit être mis sur RESET une fois que les bus de l'avion sont sous tension. En mode normal, on peut sélectionner le mode de secours en mettant le bouton sur STBY. Un relais de surveillance de panne intégré maintient l'instrument en mode normal tant qu'il est excité. Quand il est désexcité, il fait passer l'instrument en mode de secours. Le relais est désexcité lorsque l'alimentation c.a. est interrompue de l'extérieur ou au moyen du bouton de réarmement. Il est également désexcité par un module de commande de relais intégré lorsque la tension d'erreur de synchro devient excessive ou nulle. Le module est temporisé à trois secondes (retard à réglage interne), ce qui empêche le relais d'être désexcité si la panne de servo est brève. Le dispositif actionneur du drapeau d'alarme STBY est excité et désexcité parallèlement au relais, et le drapeau apparaît quand il y a désexcitation.

5. Quand le relais de surveillance de panne est désexcité, il ouvre le circuit d'alimentation 115 V c.a., ce qui désexcite le servoamplificateur, le servomoteur ainsi que la boucle de synchro reliant l'instrument au calculateur-indicateur. En même temps, il ferme un circuit de 28 V c.c., ce qui excite un vibreur mécanique qui améliore la fonction barométrique de l'instrument.

CALCULATEUR-INDICATEUR D'ALTITUDE

6. Le calculateur-indicateur d'altitude (voir [figure 2-5-3](#)) reçoit les pressions statique et totale du système Pitot-statique de l'avion et les convertit en données d'altitude, corrigées à ± 20 pi (6 mètres) à partir des paramètres connus du système. La plage totale d'indication s'étend de -1000 à +80 000 pi, et la correction s'applique sur toute la plage au-dessous de 50 000 pi. L'instrument transmet les données d'altitude sous forme synchro à l'altimètre asservi et sous forme numérique au système IFF, et constitue lui-même un instrument à indication directe. Le compteur d'altitude, l'aiguille, le bouton de calage barométrique, l'indicateur de calage barométrique et l'éclairage intégré sont les mêmes que pour l'altimètre asservi (voir [paragraphe 3](#)), mais le drapeau d'alarme affiche le mot OFF et n'est pas relié à une commande manuelle.

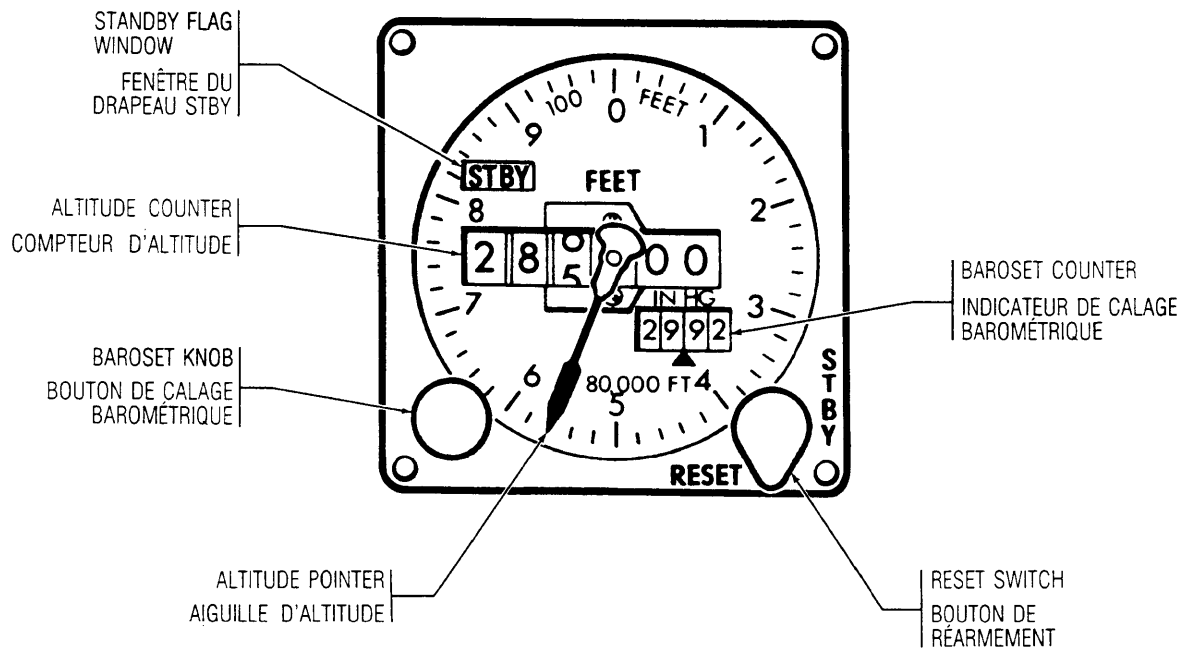
7. Les capsules anéro de l'instrument sont reliées par un servo mécanisme à un entraînement mécanique commun au compteur d'altitude et à l'aiguille, au transmetteur synchro (pour la sortie à l'altimètre asservi) et au codeur d'altitude (pour la sortie au système IFF). Le codeur est un contacteur qui convertit les positions angulaires en combinaisons numériques représentant des tranches de 100 pi. Dans le retour de l'entraînement mécanique vers le



NOTE
1 EACH CIRCUIT OF THE TEST RECEPTACLE IS SHOWN. THE SYSTEM INCLUDES A JUMPER PLUG FOR THE RECEPTACLE, CONNECTING TOGETHER THE TWO PINS INDICATED IN EACH BLOCK.

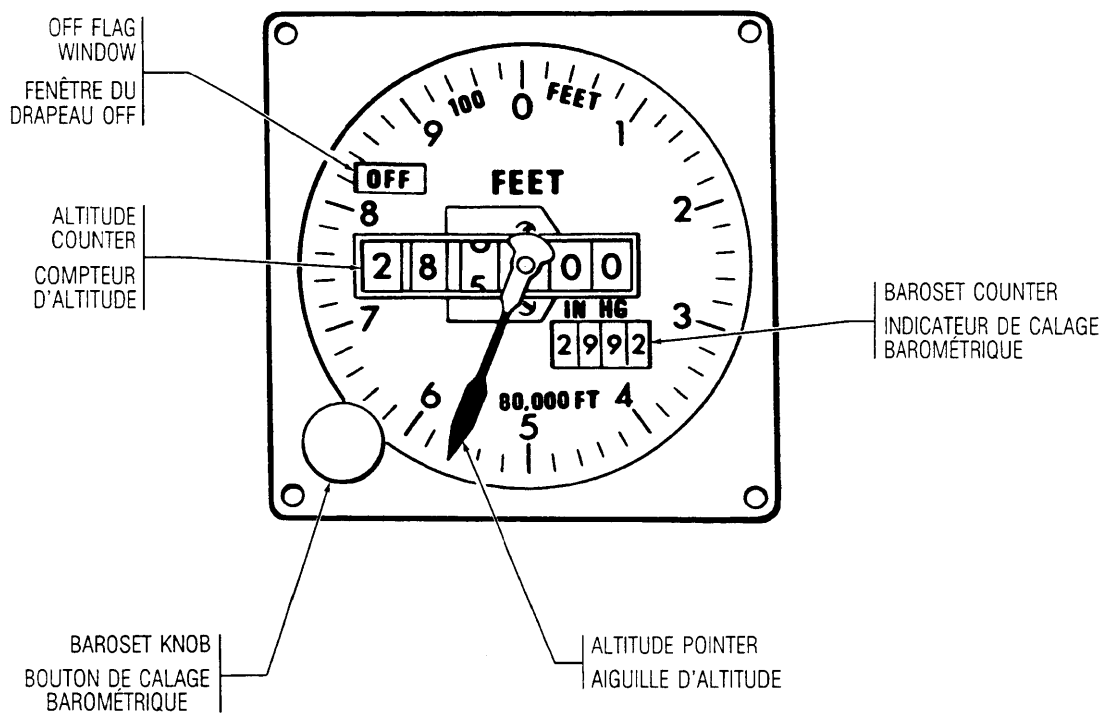
BOE02020

Servoed Altimeter System – Electrical Schematic Figure 2-5-1
Circuit de l'altimètre asservi – schéma électrique Figure 2-5-1



BOE02021

Figure 2-5-2 Servoed Altimeter
 Figure 2-5-2 Altimètre asservi



BOE02022

Figure 2-5-3 Altitude Computer-Indicator
Figure 2-5-3 Calculateur-indicateur d'altitude

by a cam that is profiled to vary the mechanical displacement with changes in altitude. This correction affects equally the indication and both output signals. Because the cam profile is peculiar to the aircraft model, the part number of the computer-indicator must also correspond.

détecteur servo (microsyn), la correction d'altitude est effectuée grâce à une came qui fait varier le déplacement mécanique en fonction des changements d'altitude. Cette correction change également l'indication et les deux signaux de sortie. Comme le profil de la came est spécifique au modèle de l'avion, le numéro de pièce du calculateur-indicateur doit également correspondre à celui-ci.

8. A failure monitor relay in the unit remains energized during normal operation. It is de-energized if the ac power is interrupted, and is also de-energized by a relay drive module in the unit if the error voltage of the microsyn (in the internal servo) is excessive. The drive module has a 3-second delay (internally adjustable) that prevents de-energization of the relay if the excessive voltage is of short duration. When the relay is de-energized, it open-circuits a 115 Vac output and the common lead of the encoder. The warning flag movement, across the 115-volt output, is de-energized and the OFF flag is displayed. The 115-volt output is the power supply to the servoed altimeter; consequently the servoed altimeter goes into standby operation. The synchro transmitter in the computer-indicator, which depends on the servoed altimeter for 26 Vac excitation, is de-energized. The altitude indication on the computer-indicator remains fixed at the last valid reading. When a 115 Vac is supplied and the microsyn error is within normal limits, the failure monitor relay is energized. Normal operation of the unit is resumed, and synchro transmission to the servoed altimeter can be started by resetting the servoed altimeter.

8. L'instrument comprend un relais de surveillance de panne qui demeure excité en mode normal. Il est désexcité lorsque l'alimentation c.a. est interrompue. Il est également désexcité par un module d'entraînement de relais intégré si la tension d'erreur du microsyn (dans le servo interne) est excessive. Le module d'entraînement est temporisé à trois secondes (retard à réglage interne), ce qui empêche le relais d'être désexcité si la surtension est de courte durée. Quand le relais est désexcité, il met en circuit ouvert une sortie 115 V c.a. et le fil neutre du codeur. Le dispositif actionneur du drapeau d'alarme, alimenté par la sortie 115 volts, est alors désexcité et le drapeau OFF est affiché. La sortie 115 volts est la source d'alimentation de l'altimètre asservi; celui-ci passe donc en mode de secours. Le transmetteur synchro du calculateur-indicateur, dont l'excitation 26 V c.a. provient de l'altimètre asservi, est désexcité. L'indication d'altitude sur le calculateur-indicateur demeure à la dernière indication valide. Quand l'alimentation 115 V c.a. est rétablie et que l'erreur du microsyn est dans les limites normales, le relais de surveillance de panne est excité. L'instrument retourne en mode de fonctionnement normal, et la transmission synchro à l'altimètre asservi peut être amorcée par le réarmement de ce dernier.

TEST RECEPTACLE

9. A number of circuits of the system pass through a test receptacle on the right side console where a jumper plug completes them in normal operation. For testing, the jumper plug is removed and a plug of the test set is inserted.

PRISE D'ESSAI

9. Plusieurs circuits du système passent par une prise d'essai située sur la console droite, où un connecteur à cavalier ferme normalement le circuit. Pour l'essai, le connecteur à cavalier est remplacé par un connecteur de l'appareil d'essai.

REFERENCES

10. For further information on the servoed altimeter, see C-16-815-000/MS-001; on the altitude computer-indicator, see C-16-814-000/MM-001 and C-16-814-000/MS-001.

RÉFÉRENCES

10. Pour tout renseignement sur l'altimètre asservi, voir C-16-815-000/MS-001; pour le calculateur-indicateur d'altitude, voir C-16-814-000/MM-001 et C-16-814-000/MS-001.

POWER DISTRIBUTION

11. A 115 Vac is supplied to the system through the ALT AC circuit-breaker on the 115 Vac single phase No. 1 bus, and 28 Vdc is supplied through the

DISTRIBUTION ÉLECTRIQUE

11. Le système est alimenté en 115 V c.a. par le bus 115 V c.a. monophasé 1, via le disjoncteur ALT AC, et en 28 V c.c. par le bus c.c. essentiel 1 du poste

ALT DC circuit-breaker on the cockpit No. 1 essential dc bus. Both circuit-breakers are on the centre console circuit-breaker panel.

CORRECTION CARD

12. A locally manufactured correction card is mounted in a bracket on the pilot let-down holder. The card may be secured in place by a piece of double-sided adhesive tape between it and the bracket. The card displays the altitude error correction to be applied to the servoed altimeter in standby operation. [Figure 2-5-4](#) shows the format of the card and the correction figures.

FUNCTIONAL CHECKS

GENERAL

13. The servoed altimeter and the altitude computer-indicator are a matched set; they must be tested, adjusted and installed only as a matched set. Except for the following checks, all tests and adjustments are made in the workshop. For use of these instruments in the altitude reporting check of the IFF system, see [C-12-114-OG0/MF-001](#).

POWER CHECK

14. Proceed as follows:

- a. Check that the ALT AC and ALT DC circuit-breakers on the centre console circuit-breaker panel are pushed in.
- b. Check that the OFF flag in the computer-indicator and the STBY flag in the altimeter are in view.
- c. Apply ground power and check that the OFF flag in the computer-indicator disappears from view and the STBY flag on the servoed altimeter remains in view. Check also that the vibrator in the altimeter can be heard.
- d. Set the altimeter RESET/STBY switch to RESET and check that the STBY flag disappears from view and that vibrator action ceases.
- e. Remove electrical power from the aircraft; check that the OFF flag on computer-indicator and STBY on servoed altimeter are in view.

de pilotage, via le disjoncteur ALT DC. Les deux disjoncteurs sont situés sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande.

CARTE DE CORRECTION

12. Une carte de correction fabriquée sur place est montée dans un support du porte-carte de diagramme de percée du pilote. La carte peut être maintenue en place par un morceau de ruban adhésif sur les deux faces, fixé entre la carte et la ferrure. La carte donne la correction d'erreur d'altitude à appliquer à l'altimètre asservi en mode de secours. La [figure 2-5-4](#) donne les dimensions de la carte et les valeurs de correction.

VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT

GÉNÉRALITÉS

13. L'altimètre asservi et le calculateur-indicateur d'altitude fonctionnent conjointement et doivent être essayés, réglés et posés comme tel. À l'exception des vérifications suivantes, tous les essais et réglages doivent être faits en atelier. Pour l'utilisation de ces instruments lors de la vérification de compte-rendu d'altitude du système IFF, voir [C-12-114-OG0/MF-001](#).

VÉRIFICATION DE L'ALIMENTATION

14. Procéder comme suit :

- a. Vérifier que les disjoncteurs ALT AC et ALT DC sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande sont enclenchés.
- b. Vérifier que le drapeau OFF du calculateur-indicateur et le drapeau STBY de l'altimètre sont affichés.
- c. Établir l'alimentation de parc et vérifier que le drapeau OFF du calculateur-indicateur disparaît et que le drapeau STBY de l'altimètre asservi demeure affiché. Vérifier également que le vibreur dans l'altimètre peut être entendu.
- d. Mettre le sélecteur RESET/STBY de l'altimètre sur RESET et vérifier que le drapeau STBY de l'altimètre disparaît et que le vibreur cesse de fonctionner.
- e. Couper l'alimentation électrique de l'avion, vérifier que le drapeau OFF du calculateur-indicateur et le drapeau STBY de l'altimètre sont affichés.

TUTOR POSITION CORRECTION "STBY ONLY"									
SPEED	INDICATED ALTITUDE								
IAS	S.L.	5M	10M	15M	20M	25M	30M	35M	40M
150							-50	-70	
200	-50	-50	-60	-70	-80	-100	-120	-160	
250	-80	-90	-100	-120	-140	-180	-210	-310	
300	-110	-130	-150	-180	-230	-290			
350	-160	-190	-230	-280	-370				
400	-220	-270	-340	-450					
Apply factor to indicated altitude (STBY) to achieve desired altitude.						Example: Assigned altitude Factor (250 IAS) Fly to indicate		FL20M -140 19860	

BOE02023

Figure 2-5-4 Altitude Correction Card – Format and Correction Figures
 Figure 2-5-4 Carte de correction d'altitude – dimensions et valeurs de correction

SERVICEABILITY CHECK**NOTE**

For maintenance procedures on counter drum pointer and servoed altimeter systems, see C-12-010-050/TP-000.

15. Proceed as follows:

WARNING

Do not reset the zero adjusting screw. Resetting will cause false altitude readings.

- a. Using the baroset knob on the altitude computer-indicator and on the servoed altimeter, set IN HG on both instruments to field barometer reading.
- b. Select RESET on the servoed altimeter, and check that both the servoed altimeter and the computer-indicator indicate field altitude within ± 50 ft (± 15.2 metres).
- c. Check that the two instruments do not differ from each other by more than 40 ft (12.2 metres).
- d. Set the servoed altimeter to STBY, and check that both instruments indicate field altitude within ± 50 ft (± 15.2 metres).

VÉRIFICATION D'ÉTAT DE MARCHÉ**NOTA**

Pour la maintenance du compteur à tambour et aiguille et du circuit de l'altimètre asservi, voir C-12-010-050/TP-000.

15. Procéder comme suit :

AVERTISSEMENT

Ne pas tourner la vis de réglage du zéro, car cela entraînerait des erreurs d'indication de l'altitude.

- a. Au moyen des boutons de calage barométrique sur le calculateur- indicateur d'altitude et sur l'altimètre asservi, régler l'indicateur IN HG des deux instruments à la pression barométrique locale.
- b. Sélectionner RESET sur l'altimètre asservi, et vérifier que l'altimètre asservi et le calculateur-indicateur indiquent l'altitude locale à ± 50 pi (± 15.2 mètres).
- c. Vérifier que les valeurs lues sur les deux instruments ne diffèrent pas par plus de 40 pi (12.2 mètres).
- d. Sélectionner STBY sur l'altimètre asservi, et vérifier que les deux instruments indiquent l'altitude locale à ± 50 pi (± 15.2 mètres).

PART 3**PITOT-STATIC SYSTEM****GENERAL DESCRIPTION**

1. The pitot-static system (see [Figure 3-1](#)) consists of one electrically heated pitot-static tube, two pairs of drain plugs, and the necessary lines and fittings. Nylon, rubber and aluminum tubing is used in the system. The pitot tube is boom-mounted at the starboard wing tip. An access door is provided for removal and installation of the boom.

PITOT-STATIC PRESSURE SYSTEM

2. The system provides both dynamic and static air pressure for the airspeed indicators, machmeters, and altitude computer indicator, and static air pressure for the vertical speed indicators and servoed altimeter. Drain plugs are provided at the bottom section of the pitot-static tubing to drain off accumulated moisture. The pitot head is equipped with an electric heater to prevent the formation of ice. For details of the heater circuit, see [C-12-114-000/DW-001](#).



To prevent burning out the heater element, ensure that heater switch is in the OFF position when the aircraft is on the ground.

FUNCTIONAL CHECKS**EQUIPMENT**

3. The following equipment is required:
 - a. Pitot-static checker Type MB-1 or W-1.
 - b. Adaptor for pitot-static checker (P/N 408669).
 - c. Source of dry air at 345 to 690 kPa (50 to 100 psi).
 - d. Transponder ramp test set AN/APM-515 (T43A).

PARTIE 3**SYSTÈME PITOT-STATIQUE****DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS**

1. Le système Pitot-statique (voir [figure 3-1](#)) comprend un tube Pitot-statique chauffé électriquement, deux paires de bouchons de vidange, ainsi que les conduites et raccords nécessaires. Le système utilise des tubes de nylon, de caoutchouc et d'aluminium. Le tube Pitot est monté en antenne à l'extrémité de l'aile droite, et une trappe d'accès en permet la pose et la dépose.

SYSTÈME DE PRESSION PITOT-STATIQUE

2. Le système fournit les pressions d'air dynamique et statique pour les anémomètres, les machmètres et le calculateur-indicateur d'altitude, et la pression d'air statique pour les variomètres et l'altimètre asservi. Des bouchons de vidange, installés au bas des tubes Pitot-statique, permettent d'évacuer l'humidité accumulée. Le tube Pitot est équipé d'un réchauffeur électrique pour empêcher le givrage. Pour tout renseignement sur le circuit de réchauffage, voir [C-12-114-000/DW-001](#).



Pour éviter que l'élément chauffant ne grille, s'assurer que l'interrupteur de réchauffage est sur OFF quand l'avion est au sol.

VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT**MATÉRIEL**

3. Le matériel suivant est nécessaire :
 - a. Appareil d'essai Pitot-statique, type MB-1 ou W-1.
 - b. Adaptateur pour appareil d'essai Pitot-statique (n° de pièce 408669).
 - c. Source d'air sec comprimé entre 345 et 690 kPa (50 et 100 lb/po²).
 - d. Appareil d'essai au sol de transpondeur AN/APM-515 (T43A).

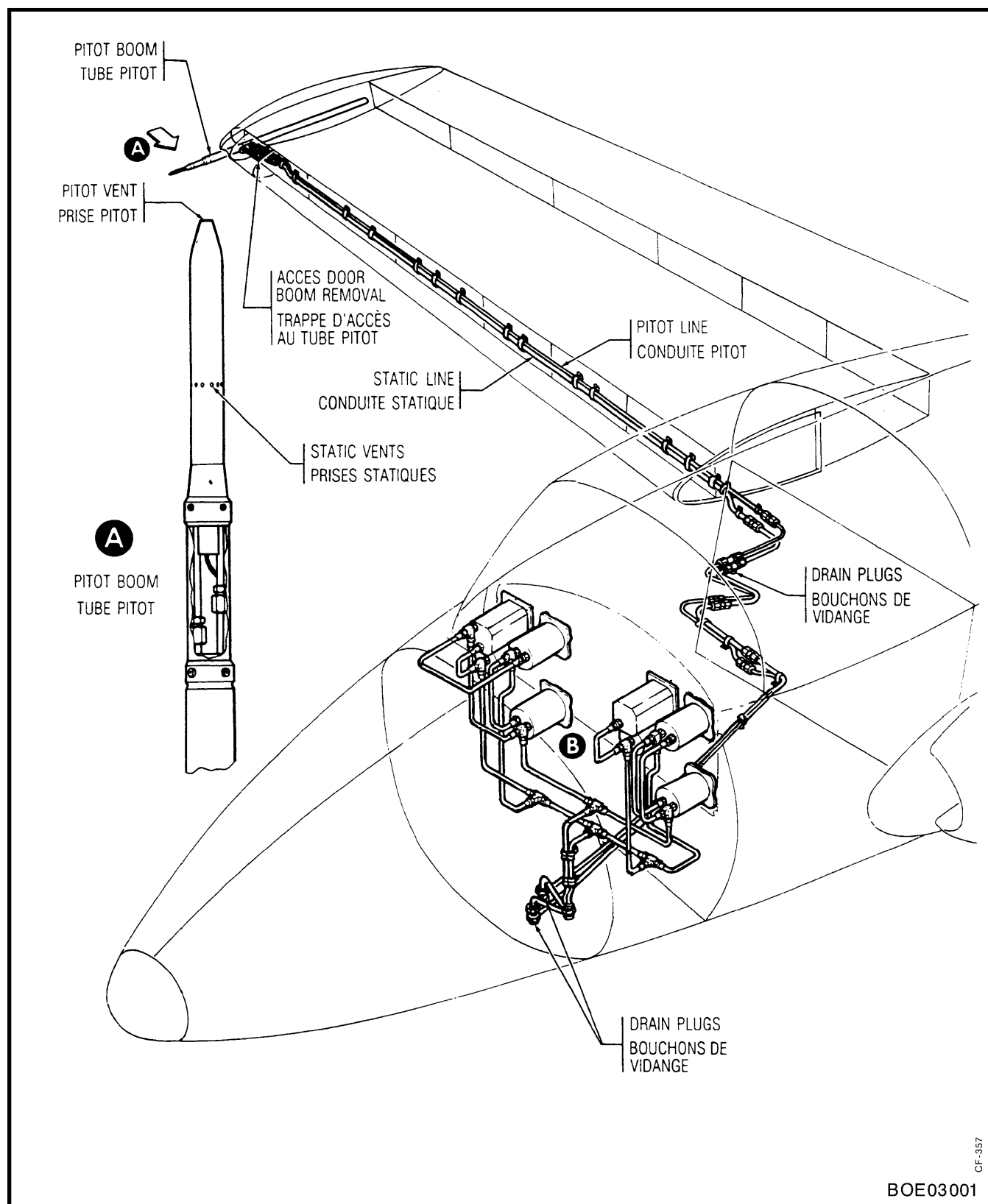


Figure 3-1 (Sheet 1 of 2) Pitot-Static System
Figure 3-1 (feuille 1 de 2) Système Pitot-statique

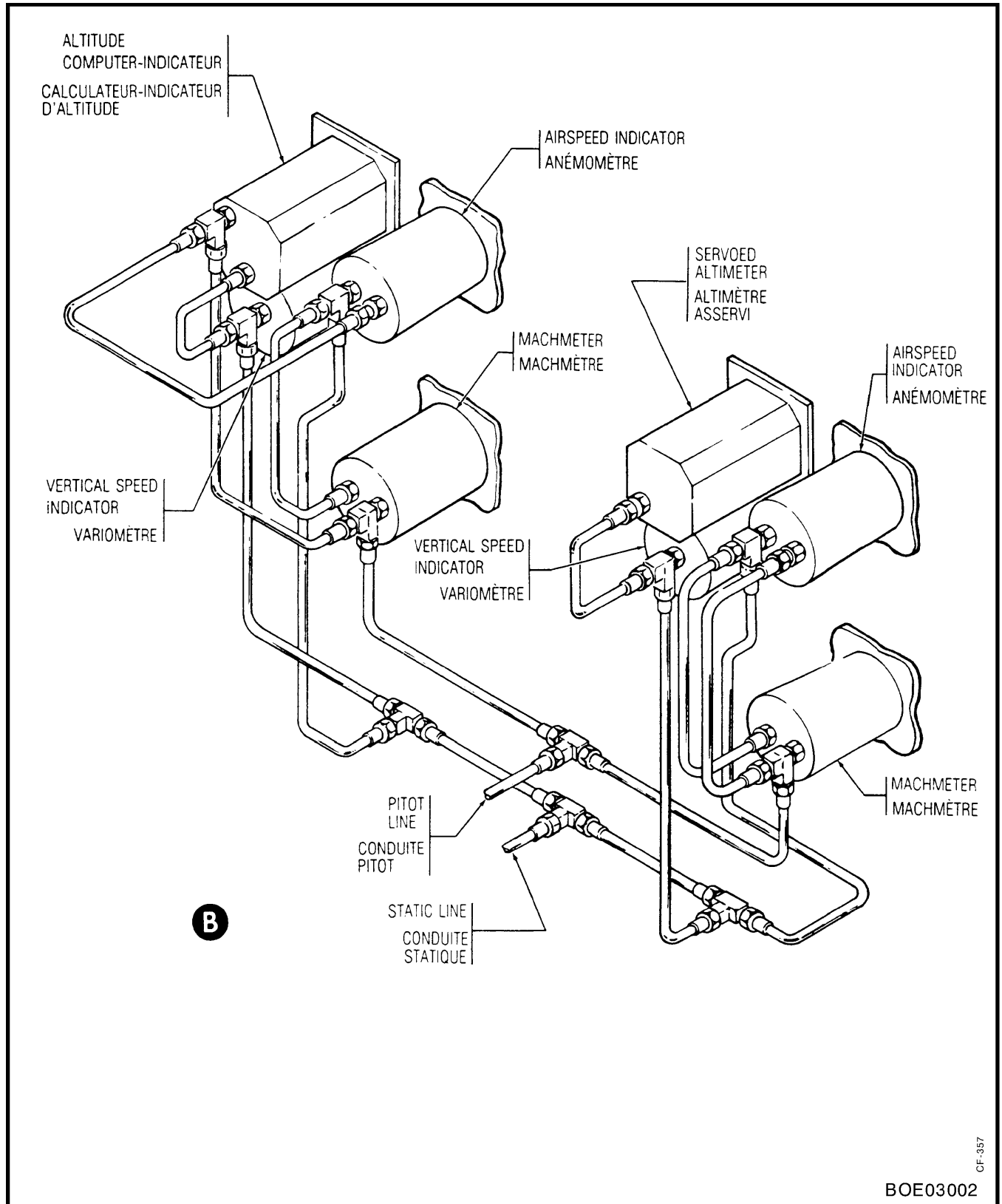


Figure 3-1 (Sheet 2 of 2) Pitot-Static System
 Figure 3-1 (feuille 2 de 2) Système Pitot-statique

PITOT-STATIC LINE CLEANING

4. Proceed as follows:
 - a. Disconnect pitot-static lines from all instruments and leave vented to atmosphere.
 - b. Cap indicators to prevent entrance of foreign material.
 - c. Remove drain plugs in RH wing fillet and in nose trough area and allow accumulated moisture to drain off.
 - d. Using dry nitrogen gas (specification MIL-N-6011), or dry air, purge the pitot and static lines clear from the pitot head to the wing fillet drains and to the nose trough drains. Purge the pitot and static lines clear from the main pitot and static disconnects behind the instrument panel to the nose trough drains.
 - e. Install drain plugs.
 - f. Remove caps and connect lines to instruments.

INSPECTION

5. Proceed as follows:
 - a. Inspect pitot head for corrosion, dents, or other visible damage.
 - b. Inspect pitot head static ports and drains for any possible obstructions.
 - c. Inspect for loose, missing or improperly installed hardware.
 - d. Inspect pitot and static lines for anchoring and chafing.
 - e. Inspect rubber lines to instruments and manifolds for chafing, routing, and age. (Rubber pitot and static lines must be replaced every eight years in accordance with C-12-010-040/TR-010.)

NETTOYAGE DES CONDUITES PITOT-STATIQUE

4. Procéder comme suit :
 - a. Débrancher les conduites Pitot-statique de tous les instruments et les laisser à l'air libre.
 - b. Poser des couvercles sur les indicateurs pour éviter que des corps étrangers ne s'y introduisent.
 - c. Enlever les bouchons de vidange dans le congé de l'aile droite et dans le logement avant, et laisser s'évacuer l'humidité accumulée.
 - d. Au moyen d'azote gazeux sec (spécification MIL-N-6011) ou d'air sec, purger les conduites Pitot et statique pour qu'elles soient dégagées depuis le tube de Pitot jusqu'aux orifices de drainage du congé d'aile et du logement avant. Purger les conduites Pitot et statique pour qu'elles soient dégagées depuis les connecteurs Pitot et statique principaux derrière le tableau de bord jusqu'aux orifices de drainage du logement avant.
 - e. Poser les bouchons de vidange.
 - f. Enlever les couvercles et brancher les conduites aux instruments.

INSPECTION

5. Procéder comme suit :
 - a. Inspecter le tube Pitot pour s'assurer qu'il ne présente pas de corrosion, de bosselures ou d'autre dommage visible.
 - b. Inspecter les prises statiques et les drains du tube Pitot pour s'assurer qu'ils ne sont aucunement obstrués.
 - c. Inspecter la quincaillerie pour s'assurer qu'elle ne comporte pas de pièces lâches, manquantes ou mal posées.
 - d. Inspecter les conduites Pitot et statique pour s'assurer qu'elles sont bien fixées et qu'elles ne présentent pas de signes d'usure.
 - e. Inspecter les conduites en caoutchouc menant aux instruments et aux collecteurs, pour s'assurer qu'elles ne sont pas usées ou vieilles et qu'elles sont bien acheminées. (Les conduites Pitot et statique en caoutchouc doivent être remplacées tous les huit ans, conformément à C-12-010-040/TR-010.)

PITOT HEAD HEATER TEST

6. Proceed as follows:
- Energize the aircraft main dc bus (see [C-12-114-000/MF-001](#)).
 - Ensure that the A/I PITOT & STALL WARN. circuit-breaker is pushed in.



Pitot heaters must not be left on for longer than 60 seconds while the aircraft is on the ground.

- Remove pitot tube cover.
- Set the PITOT & STALL WARN. A/I switch to ON and check that the heater is operating.
- Set the PITOT & STALL WARN. A/I switch to OFF.
- Set dc MASTER switch to OFF.



Ensure that pitot head has cooled sufficiently before installing cover.

ALTIMETER POWER AND SERVICEABILITY CHECKS

7. Proceed as follows:
- Check that the ALT AC and ALT DC circuit-breakers, located in the centre console circuit-breaker panel, are pushed in.
 - Check that the OFF flag in the computer indicator and the STBY flag in the servoed altimeter are in view.
 - Apply ground power and energize the dc and ac main busses. Check that the OFF flag in the computer indicator disappears from view and the STBY flag in the servoed altimeter remains in view. Check also that the vibrator in the servoed altimeter can be heard.

ESSAI DU RÉCHAUFFEUR DE TUBE PITOT

6. Procéder comme suit :
- Mettre sous tension le bus c.c. principal de l'avion (voir [C-12-114-000/MF-001](#)).
 - S'assurer que le disjoncteur A/I PITOT & STALL WARN. est enclenché.



Les réchauffeurs de tube Pitot ne doivent pas être laissés en marche pendant plus de 60 secondes quand l'avion est au sol.

- Enlever le couvercle du tube Pitot.
- Mettre l'interrupteur PITOT & STALL WARN. A/I sur ON et vérifier que le réchauffeur fonctionne.
- Mettre l'interrupteur PITOT & STALL WARN. A/I sur OFF.
- Mettre l'interrupteur c.c. MASTER sur OFF.



S'assurer que le tube Pitot a suffisamment refroidi avant de remettre le couvercle.

VÉRIFICATIONS DE L'ALIMENTATION ET DE L'ÉTAT DE MARCHE DE L'ALTIMÈTRE

7. Procéder comme suit :
- Vérifier que les disjoncteurs ALT AC et ALT DC, situés sur le panneau disjoncteurs du pylône de commande, sont enclenchés.
 - Vérifier que le drapeau OFF dans le calculateur-indicateur et le drapeau STBY dans l'altimètre asservi sont visibles.
 - Appliquer l'alimentation de parc et mettre sous tension les bus c.c. et c.a. principaux. Vérifier que le drapeau OFF dans le calculateur-indicateur cesse d'être visible et que le drapeau STBY dans l'altimètre asservi demeure visible. Vérifier aussi que le vibreur dans l'altimètre asservi peut être entendu.

WARNING

Inspect glyptal seal on zero adjust screw. If signs of tampering are evident, the altimeters must be removed and sent to Labs for calibration.

- d. Using the baroset knob on the computer indicator and on the servoed altimeter, set the IN HG on both instruments to the current altimeter setting. Check that both the computer indicator and servoed altimeter indicate field altitude within ± 50 ft (± 15.2 metres).
- e. Set the servoed altimeter RESET/STBY switch to RESET and check that the STBY flag disappears from view and that vibrator action ceases.
- f. Check that both instruments indicate field altitude within ± 50 ft (± 15.2 metres).
- g. Check that the two instruments do not differ from each other by more than 40 ft (12.2 metres).
- h. Remove electrical power from the aircraft, check that the OFF flag on the computer indicator and STBY flag on the servoed altimeter are in view.

PITOT-STATIC SYSTEM FUNCTIONAL AND LEAK TEST

- 8. Proceed as follows:
 - a. Connect the pitot static checker to the aircraft pitot head using the appropriate adaptor. Ensure that the cross bleed valve and pitot vent are closed and that the static vent is open.



Do not over-tighten valves.

- b. Slowly apply pressure until the airspeed indicator on the checker reads approximately 500 kt. Hold pressure and check that leakage does not exceed 5 kt in one minute.

AVERTISSEMENT

Inspecter le joint au glyptal sur la vis de réglage à zéro. Si on observe des signes d'effraction, les altimètres doivent être retirés et envoyés aux laboratoires pour étalonnage.

- d. Au moyen du bouton de calage barométrique sur le calculateur-indicateur et sur l'altimètre asservi, régler la pression (en pouces de Hg), sur les deux instruments, au calage altimétrique courant. Vérifier que le calculateur-indicateur et l'altimètre asservi indiquent tous deux l'altitude du terrain à ± 50 pi (± 15.2 mètres).
- e. Mettre le sélecteur RESET/STBY de l'altimètre asservi sur RESET, et vérifier que le drapeau STBY cesse d'être visible et que le vibreur s'arrête.
- f. Vérifier que les deux instruments indiquent l'altitude du terrain à ± 50 pi (± 15.2 mètres).
- g. Vérifier que la différence entre les indications des deux instruments ne dépasse pas 40 pi (12.2 mètres).
- h. Couper l'alimentation électrique de l'avion, et vérifier que le drapeau OFF sur le calculateur-indicateur et le drapeau STBY sur l'altimètre asservi sont visibles.

ESSAI DE FONCTIONNEMENT ET D'ÉTANCHÉITÉ DU SYSTÈME PITOT-STATIQUE

- 8. Procéder comme suit :
 - a. Brancher l'appareil d'essai du système Pitot-statique au tube Pitot de l'avion, au moyen de l'adaptateur approprié. S'assurer que le robinet d'intercommunication et la prise Pitot sont fermés et que la prise statique est ouverte.



Ne pas trop serrer les robinets.

- b. Appliquer lentement la pression jusqu'à ce que l'anémomètre sur l'appareil d'essai indique environ 500 kt. Maintenir la pression et vérifier que la fuite ne dépasse pas 5 kt en une minute.

NOTES

1. The maximum allowable difference between the two airspeed indicators is:

4 kt at 100 kt
8 kt at 340 kt
2. The maximum allowable difference between the two machmeters is 0.04 Mach.
- c. Slowly reduce pressure until the airspeed indicator on the checker reads approximately 200 kt.
- d. Using the baroset knob on the computer-indicator and on the servoed altimeter, set the IN HG on both instruments to 29.92.
- e. Apply ground power and energize the dc and ac main busses.
- f. Apply vacuum equivalent of 18 000 ft (5486 metres) to the static port on the adaptor and hold. Leakage at 18 000 ft (5486 metres) must not exceed 300 ft (91.4 metres) in one minute.

NOTES

1. When changing the altitude, the cross bleed control and/or pitot vent on the checker should be adjusted to maintain a positive reading of approximately 200 kt on the airspeed indicator. After the pressures have stabilized, the checker controls should be closed before leakage is checked or instrument reading is taken.
2. The altimeter pointers should move positively and without hesitation under normal altitude changes. The difference obtained in altimeter readings when changing from the RESET position to the STBY mode should approximate that indicated on the altimeter correction card. Differences between the expected change and the actual change should not exceed ± 150 ft (± 45.7 metres).
3. The difference in readings between the two vertical speed indicator pointers must not exceed 200 ft per minute

NOTA

1. La différence maximale permise entre les deux anémomètres est :

4 kt à 100 kt
8 kt à 340 kt
2. La différence maximale permise entre les deux machmètres est de 0.04 Mach.
- c. Relâcher lentement la pression jusqu'à ce que l'anémomètre sur l'appareil d'essai indique environ 200 kt.
- d. Au moyen du bouton de calage barométrique sur le calculateur-indicateur et sur l'altimètre asservi, régler la pression, sur les deux indicateurs IN HG, à 29.92.
- e. Appliquer l'alimentation de parc et mettre sous tension les bus c.c. et c.a. principaux.
- f. Appliquer et maintenir une dépression équivalente à 18 000 pi (5486 mètres) à la prise statique de l'adaptateur. La fuite à 18 000 pi (5486 mètres) ne doit pas dépasser 300 pi (91.4 mètres) en une minute.

NOTA

1. Quand on change d'altitude, la commande d'intercommunication ou la prise Pitot sur l'appareil d'essai doit être réglée pour maintenir une indication d'environ 200 kt sur l'anémomètre. Une fois les pressions stabilisées, il faut fermer les commandes de l'appareil d'essai avant de procéder à une vérification d'étanchéité ou à une lecture d'instrument.
2. Les aiguilles d'altimètre doivent se déplacer facilement en cas de changements normaux d'altitude. La variation de la valeur indiquée par l'altimètre lorsqu'on passe de la position RESET au mode STBY doit s'approcher de la valeur indiquée sur la fiche de correction de l'altimètre. La différence entre la valeur prévue et la valeur obtenue ne doit pas dépasser ± 150 pi (± 45.7 mètres).
3. La différence entre les valeurs indiquées par les aiguilles des deux variomètres ne doit pas dépasser

(61 metres per minute). Check instrument accuracy against a timed climb or descent.

- g. Open the pitot and static vents slowly while ensuring that a positive reading of approximately 200 kt is maintained on the checker airspeed indicator until both pressures have equalized with atmospheric pressure.
- h. Remove pitot-static checker and adaptor.
- i. Remove ground power from aircraft.
- j. If leak test is satisfactory, skip Paragraph 9 and proceed with [Paragraph 10](#).

PITOT-STATIC LINE LEAK TEST

9. Proceed as follows:

- a. Disconnect all lines at the instruments and seal lines at instrument side. Ensure that instrument fittings are capped to prevent any foreign material from entering the instruments.
- b. Attach the checker adaptor to the pitot head and to the pitot connection on the checker. The static port on the adaptor is vented to atmosphere.
- c. Slowly apply pressure until the airspeed indicator on the checker reads approximately 500 kt. Hold pressure and check that leakage does not exceed 1 kt in 5 minutes.
- d. Slowly reduce pressure to 200 kt.
- e. Apply vacuum equivalent of 18 000 ft (5486 metres) to the static port on the adaptor and hold. Leakage must not exceed 100 ft (30.5 metres) in 5 minutes.
- f. Vent static pressure, ensuring that a positive reading of approximately 200 kt is maintained on the checker airspeed indicator until static pressure and atmospheric pressure are equalized.

200 pi par minute (61 mètres par minute). Vérifier l'exactitude des instruments lors d'une montée ou d'une descente minutée.

- g. Ouvrir lentement les prises Pitot et statique, tout en s'assurant qu'une indication d'environ 200 kt est maintenue sur l'anémomètre de l'appareil d'essai jusqu'à ce que les deux pressions soient égales à la pression atmosphérique.
- h. Enlever l'appareil d'essai du système Pitot-statique et l'adaptateur.
- i. Couper l'alimentation de parc de l'avion.
- j. Si l'essai d'étanchéité est satisfaisant, sauter le paragraphe 9 et passer au [paragraphe 10](#).

ESSAI D'ÉTANCHÉITÉ DES CONDUITES PITOT-STATIQUE

9. Procéder comme suit :

- a. Débrancher toutes les conduites aux instruments et sceller les conduites du côté instrument. S'assurer que les raccords des instruments sont obturés pour empêcher tout corps étranger de pénétrer dans les instruments.
- b. Brancher l'adaptateur de l'appareil d'essai au tube Pitot et à la prise Pitot sur l'appareil d'essai. La prise statique sur l'adaptateur est mise à l'air libre.
- c. Appliquer lentement la pression jusqu'à ce que l'anémomètre sur l'appareil d'essai indique environ 500 kt. Maintenir la pression et vérifier que la fuite ne dépasse pas 1 kt en 5 minutes.
- d. Relâcher lentement la pression jusqu'à 200 kt.
- e. Appliquer et maintenir une dépression équivalente à 18 000 pi (5486 mètres) à la prise statique de l'adaptateur. La fuite ne doit pas dépasser 100 pi (30.5 mètres) en 5 minutes.
- f. Relâcher la pression statique, tout en s'assurant qu'une indication d'environ 200 kt est maintenue sur l'anémomètre de l'appareil d'essai jusqu'à ce que la pression statique et la pression atmosphérique soient égales.

- g. Vent pitot pressure, and remove the pitot static checker and the checker adaptor.
- h. Connect lines to instruments.
- i. Repeat [Paragraph 8](#).

MODE C CHECK

10. Procedure for Mode C check uses the altitude computer indicator for digital input to the IFF. It does not check the altitude measuring accuracy of the computer indicator. Proceed as follows:

NOTE

Ensure that CRS TECH has performed IFF functional in accordance with [C-12-114-0G0/MF-001](#) before proceeding with Mode C check.

- a. On IFF control unit, switch M-3/A to OUT, M-C to ON and MASTER switch to NORM.
- b. On APM-515 test set, make the following selections:

MODE C
READ OUT ALTITUDE
DATA SOURCE TRANSPONDER
- c. Attach the checker adaptor to the pitot head, and to the pitot and static connections on the test set. Slowly apply pressure until the airspeed indicator on the checker reads 200 kt. Maintain this pressure while changing altitude on the test set.
- d. Adjust baroset knob on the altitude computer indicator and the servoed altimeter for a counter reading of 29.92 in. of Hg.
- e. Apply pressure and check that the APM-515 test set readout agrees with the computer indicator dial at the following positions:

- g. Relâcher la pression Pitot, et enlever l'appareil d'essai du système Pitot-statique et son adaptateur.
- h. Brancher les conduites aux instruments.
- i. Répéter le [paragraphe 8](#).

VÉRIFICATION DU MODE C

10. La procédure de vérification du mode C utilise le calculateur-indicateur d'altitude comme signal numérique à l'IFF. Cette procédure ne vérifie pas l'exactitude de la mesure d'altitude du calculateur-indicateur. Procéder comme suit :

NOTA

S'assurer qu'un TEC SCR a effectué un essai de fonctionnement de l'IFF, conformément à [C-12-114-0G0/MF-001](#), avant de procéder à la vérification du mode C.

- a. Sur le boîtier de commande IFF, mettre M-3/A sur OUT, M-C sur ON et l'interrupteur MASTER sur NORM.
- b. Sur l'appareil d'essai APM-515, faire les sélections suivantes :

MODE C
READ OUT ALTITUDE
DATA SOURCE TRANSPONDER
- c. Brancher l'adaptateur de l'appareil d'essai au tube Pitot, ainsi qu'aux prises Pitot et statique sur l'appareil d'essai. Appliquer lentement la pression jusqu'à ce que l'anémomètre sur l'appareil d'essai indique 200 kt. Maintenir cette pression pendant qu'on change l'altitude sur l'appareil d'essai.
- d. Utiliser le bouton de calage barométrique sur le calculateur-indicateur d'altitude et sur l'altimètre asservi pour obtenir une indication de 29.92 po de Hg.
- e. Appliquer la pression et vérifier que la valeur indiquée par l'appareil d'essai APM-515 concorde avec celle du calculateur-indicateur pour les positions suivantes :

-300	4 800	20 200	39 900
1 000	10 400	23 200	49 600
2 300	18 100	29 500	62 900

- f. Vent pitot and static pressures to zero.
- g. If no more altitude readings are required (see Paragraph 11), disconnect pitot static checker.

- f. Ramener les pressions Pitot et statique à zéro.
- g. Lorsque toutes les lectures d'altitude sont prises (voir paragraphe 11), débrancher l'appareil d'essai du système Pitot-statique.

ENCODER CIRCUIT CHECK

11. A coding error can be due to failure in the encoding circuits of the computer-indicator or in the corresponding digital channels of the IFF. If trouble is suspected, the following procedures may be used to check the encoding circuits:

- a. Install pitot static checker as in [Paragraph 10, Step c.](#)
- b. On APM-515 test set, make the following selections:

MODE C
READOUT ALTITUDE
DATA SOURCE ARINC
- c. Using the appropriate cable supplied, connect APM-515 test set to the altimeter test receptacle on the right side console. Set POWER switch on the APM-515 test set to INTLK.
- d. Check that the baroset adjustment on the computer indicator and servoed altimeter is set at 29.92 in. of Hg. Apply pressure to produce indications throughout the range shown in [Figure 3-2](#). At 500 ft ascending intervals throughout this range, check that the APM-515 test set readout agrees with the computer indicator dial.
- e. Repeat Step d for descending intervals, displace 250 ft from the ascending measurements.

VÉRIFICATION DES CIRCUITS DE CODAGE

11. Une erreur de codage peut être causée par un défaut des circuits de codage du calculateur-indicateur ou des canaux numériques correspondants de l'IFF. Lorsqu'on soupçonne un problème, on peut utiliser les procédures suivantes pour vérifier les circuits de codage :

- a. Installer l'appareil d'essai du système Pitot-statique tel qu'indiqué au [paragraphe 10, étape c.](#)
- b. Sur l'appareil d'essai APM-515, faire les sélections suivantes :

MODE C
READOUT ALTITUDE
DATA SOURCE ARINC
- c. Au moyen du câble fourni approprié, brancher l'appareil d'essai APM-515 à la prise d'essai de l'altimètre sur la console de droite. Mettre l'interrupteur POWER de l'appareil d'essai APM-515 sur INTLK.
- d. Vérifier que le réglage barométrique sur le calculateur-indicateur et l'altimètre asservi est à 29.92 po de Hg. Appliquer une pression pour obtenir des indications dans toute la plage montrée à la [figure 3-2](#). À intervalles ascendants de 500 pi dans cette plage, vérifier que la valeur indiquée par l'appareil d'essai APM-515 concorde avec celle du calculateur-indicateur.
- e. Répéter l'étape d pour des intervalles descendants, décalés de 250 pi par rapport aux intervalles ascendants.

NOTE

Altitude coding can be checked, if desired, by setting READOUT switch on test set to PILOT and referring to the coding table in [Figure 3-2](#).

- f. Vent pitot and static pressures to zero.
- g. Disconnect pitot-static checker.

NOTA

Si désiré, on peut vérifier le codage de l'altitude en mettant le sélecteur READOUT de l'appareil d'essai sur PILOT et en se référant au tableau de codage à la [figure 3-2](#).

- f. Ramener les pressions Pitot et statique à zéro.
- g. Débrancher l'appareil d'essai du système Pitot-statique.

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
-1 000	0	0	2	0
- 900	0	0	3	0
- 800	0	0	1	0
- 700	0	4	1	0
- 600	0	4	3	0
- 500	0	4	2	0
- 400	0	4	6	0
- 300	0	4	4	0
- 200	0	6	4	0
- 100	0	6	6	0
000	0	6	2	0
100	0	6	3	0
200	0	6	1	0
300	0	2	1	0
400	0	2	3	0
500	0	2	2	0
600	0	2	6	0
700	0	2	4	0
800	0	3	4	0
900	0	3	6	0
1 000	0	3	2	0
1 100	0	3	3	0
1 200	0	3	1	0
1 300	0	7	1	0
1 400	0	7	3	0
1 500	0	7	2	0
1 600	0	7	6	0
1 700	0	7	4	0
1 800	0	5	4	0
1 900	0	5	6	0
2 000	0	5	2	0
2 100	0	5	3	0
2 200	0	5	1	0
2 300	0	1	1	0
2 400	0	1	3	0
2 500	0	1	2	0
2 600	0	1	6	0
2 700	0	1	4	0
2 800	4	1	4	0
2 900	4	1	6	0
3 000	4	1	2	0
3 100	4	1	3	0
3 200	4	1	1	0

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
3 300	4	5	1	0
3 400	4	5	3	0
3 500	4	5	2	0
3 600	4	5	6	0
3 700	4	5	4	0
3 800	4	7	4	0
3 900	4	7	6	0
4 000	4	7	2	0
4 100	4	7	3	0
4 200	4	7	1	0
4 300	4	3	1	0
4 400	4	3	3	0
4 500	4	3	2	0
4 600	4	3	6	0
4 700	4	3	4	0
4 800	4	2	4	0
4 900	4	2	6	0
5 000	4	2	2	0
5 100	4	2	3	0
5 200	4	2	1	0
5 300	4	6	1	0
5 400	4	6	3	0
5 500	4	6	2	0
5 600	4	6	6	0
5 700	4	6	4	0
5 800	4	4	4	0
5 900	4	4	6	0
6 000	4	4	2	0
6 100	4	4	3	0
6 200	4	4	1	0
6 300	4	0	1	0
6 400	4	0	3	0
6 500	4	0	2	0
6 600	4	0	6	0
6 700	4	0	4	0
6 800	6	0	4	0
6 900	6	0	6	0
7 000	6	0	2	0
7 100	6	0	3	0
7 200	6	0	1	0
7 300	6	4	1	0
7 400	6	4	3	0
7 500	6	4	2	0

Figure 3-2 (Sheet 1 of 6) Altitude Reply Codes
 Figure 3-2 (feuille 1 de 6) Codes de réponse altitude

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
7 600	6	4	6	0
7 700	6	4	4	0
7 800	6	6	4	0
7 900	6	6	6	0
8 000	6	6	2	0
8 100	6	6	3	0
8 200	6	6	1	0
8 300	6	2	1	0
8 400	6	2	3	0
8 500	6	2	2	0
8 600	6	2	6	0
8 700	6	2	4	0
8 800	6	3	4	0
8 900	6	3	6	0
9 000	6	3	2	0
9 100	6	3	3	0
9 200	6	3	1	0
9 300	6	7	1	0
9 400	6	7	3	0
9 500	6	7	2	0
9 600	6	7	6	0
9 700	6	7	4	0
9 800	6	5	4	0
9 900	6	5	6	0
10 000	6	5	2	0
10 100	6	5	3	0
10 200	6	5	1	0
10 300	6	1	1	0
10 400	6	1	3	0
10 500	6	1	2	0
10 600	6	1	6	0
10 700	6	1	4	0
10 800	2	1	4	0
10 900	2	1	6	0
11 000	2	1	2	0
11 100	2	1	3	0
11 200	2	1	1	0
11 300	2	5	1	0
11 400	2	5	3	0
11 500	2	5	2	0
11 600	2	5	6	0
11 700	2	5	4	0
11 800	2	7	4	0

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
11 900	2	7	6	0
12 000	2	7	2	0
12 100	2	7	3	0
12 200	2	7	1	0
12 300	2	3	1	0
12 400	2	3	3	0
12 500	2	3	2	0
12 600	2	3	6	0
12 700	2	3	4	0
12 800	2	2	4	0
12 900	2	2	6	0
13 000	2	2	2	0
13 100	2	2	3	0
13 200	2	2	1	0
13 300	2	6	1	0
13 400	2	6	3	0
13 500	2	6	2	0
13 600	2	6	6	0
13 700	2	6	4	0
13 800	2	4	4	0
13 900	2	4	6	0
14 000	2	4	2	0
14 100	2	4	3	0
14 200	2	4	1	0
14 300	2	0	2	0
14 400	2	0	3	0
14 500	2	0	2	0
14 600	2	0	6	0
14 700	2	0	4	0
14 800	3	0	4	0
14 900	3	0	6	0
15 000	3	0	2	0
15 100	3	0	3	0
15 200	3	0	1	0
15 300	3	4	1	0
15 400	3	4	3	0
15 500	3	4	2	0
15 600	3	4	6	0
15 700	3	4	4	0
15 800	3	6	4	0
15 900	3	6	6	0
16 000	3	6	2	0
16 100	3	6	3	0

Figure 3-2 (Sheet 2 of 6) Altitude Reply Codes
 Figure 3-2 (feuille 2 de 6) Codes de réponse altitude

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
16 200	3	6	1	0
16 300	3	2	1	0
16 400	3	2	3	0
16 500	3	2	2	0
16 600	3	2	6	0
16 700	3	2	4	0
16 800	3	3	4	0
16 900	3	3	6	0
17 000	3	3	2	0
17 100	3	3	3	0
17 200	3	3	1	0
17 300	3	7	1	0
17 400	3	7	3	0
17 500	3	7	2	0
17 600	3	7	6	0
17 700	3	7	4	0
17 800	3	5	4	0
17 900	3	5	6	0
18 000	3	5	2	0
18 100	3	5	3	0
18 200	3	5	1	0
18 300	3	1	1	0
18 400	3	1	3	0
18 500	3	1	2	0
18 600	3	1	6	0
18 700	3	1	4	0
18 800	7	1	4	0
18 900	7	1	6	0
19 000	7	1	2	0
19 100	7	1	3	0
19 200	7	1	1	0
19 300	7	5	1	0
19 400	7	5	3	0
19 500	7	5	2	0
19 600	7	5	6	0
19 700	7	5	4	0
19 800	7	7	4	0
19 900	7	7	6	0
20 000	7	7	2	0
20 100	7	7	3	0
20 200	7	7	1	0
20 300	7	3	1	0
20 400	7	3	3	0

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
20 500	7	3	2	0
20 600	7	3	6	0
20 700	7	3	4	0
20 800	7	2	4	0
20 900	7	2	6	0
21 000	7	2	2	0
21 100	7	2	3	0
21 200	7	2	1	0
21 300	7	6	1	0
21 400	7	6	3	0
21 500	7	6	2	0
21 600	7	6	6	0
21 700	7	6	4	0
21 800	7	4	4	0
21 900	7	4	6	0
22 000	7	4	2	0
22 100	7	4	3	0
22 200	7	4	1	0
22 300	7	0	1	0
22 400	7	0	3	0
22 500	7	0	2	0
22 600	7	0	6	0
22 700	7	0	4	0
22 800	5	0	4	0
22 900	5	0	6	0
23 000	5	0	2	0
23 100	5	0	3	0
23 200	5	0	1	0
23 300	5	4	1	0
23 400	5	4	3	0
23 500	5	4	2	0
23 600	5	4	6	0
23 700	5	4	4	0
23 800	5	6	4	0
23 900	5	6	6	0
24 000	5	6	2	0
24 100	5	6	3	0
24 200	5	6	1	0
24 300	5	2	1	0
24 400	5	2	3	0
24 500	5	2	2	0
24 600	5	2	6	0
24 700	5	2	4	0

Figure 3-2 (Sheet 3 of 6) Altitude Reply Codes
 Figure 3-2 (feuille 3 de 6) Codes de réponse altitude

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
24 800	5	3	4	0
24 900	5	3	6	0
25 000	5	3	2	0
25 100	5	3	3	0
25 200	5	3	1	0
25 300	5	7	1	0
25 400	5	7	3	0
25 500	5	7	2	0
25 600	5	7	6	0
25 700	5	7	4	0
25 800	5	5	4	0
25 900	5	5	6	0
26 000	5	5	2	0
26 100	5	5	3	0
26 200	5	5	1	0
26 300	5	1	1	0
26 400	5	1	3	0
26 500	5	1	2	0
26 600	5	1	6	0
26 700	5	1	4	0
26 800	1	1	4	0
26 900	1	1	6	0
27 000	1	1	2	0
27 100	1	1	3	0
27 200	1	1	1	0
27 300	1	5	1	0
27 400	1	5	3	0
27 500	1	5	2	0
27 600	1	5	6	0
27 700	1	5	4	0
27 800	1	7	4	0
27 900	1	7	6	0
28 000	1	7	2	0
28 100	1	7	3	0
28 200	1	7	1	0
28 300	1	3	1	0
28 400	1	3	3	0
28 500	1	3	2	0
28 600	1	3	6	0
28 700	1	3	4	0
28 800	1	2	4	0
28 900	1	2	6	0
29 000	1	2	2	0

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
29 100	1	2	3	0
29 200	1	2	1	0
29 300	1	6	1	0
29 400	1	6	3	0
29 500	1	6	2	0
29 600	1	6	6	0
29 700	1	6	4	0
29 800	1	4	4	0
29 900	1	4	6	0
30 000	1	4	2	0
30 100	1	4	3	0
30 200	1	4	1	0
30 300	1	0	1	0
30 400	1	0	3	0
30 500	1	0	2	0
30 600	1	0	6	0
30 700	1	0	4	0
30 800	1	0	4	4
30 900	1	0	6	4
31 000	1	0	2	4
31 100	1	0	3	4
31 200	1	0	1	4
31 300	1	4	1	4
31 400	1	4	3	4
31 500	1	4	2	4
31 600	1	4	6	4
31 700	1	4	4	4
31 800	1	6	4	4
31 900	1	6	6	4
32 000	1	6	2	4
32 100	1	6	3	4
32 200	1	6	1	4
32 300	1	2	1	4
32 400	1	2	3	4
32 500	1	2	2	4
32 600	1	2	6	4
32 700	1	2	4	4
32 800	1	3	4	4
32 900	1	3	6	4
33 000	1	3	2	4
33 100	1	3	3	4
33 200	1	3	1	4
33 300	1	7	1	4

Figure 3-2 (Sheet 4 of 6) Altitude Reply Codes
 Figure 3-2 (feuille 4 de 6) Codes de réponse altitude

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
33 400	1	7	3	4
33 500	1	7	2	4
33 600	1	7	6	4
33 700	1	7	4	4
33 800	1	5	4	4
33 900	1	5	6	4
34 000	1	5	2	4
34 100	1	5	3	4
34 200	1	5	1	4
34 300	1	1	1	4
34 400	1	1	3	4
34 500	1	1	2	4
34 600	1	1	6	4
34 700	1	1	4	4
34 800	5	1	4	4
34 900	5	1	6	4
35 000	5	1	2	4
35 100	5	1	3	4
35 200	5	1	1	4
35 300	5	5	1	4
35 400	5	5	3	4
35 500	5	5	2	4
35 600	5	5	6	4
35 700	5	5	4	4
35 800	5	7	4	4
35 900	5	7	6	4
36 000	5	7	2	4
36 100	5	7	3	4
36 200	5	7	1	4
36 300	5	3	1	4
36 400	5	3	3	4
36 500	5	3	2	4
36 600	5	3	6	4
36 700	5	3	4	4
36 800	5	2	4	4
36 900	5	2	6	4
37 000	5	2	2	4
37 100	5	2	3	4
37 200	5	2	1	4
37 300	5	6	1	4
37 400	5	6	3	4
37 500	5	6	2	4
37 600	5	6	6	4

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
37 700	5	6	4	4
37 800	5	4	4	4
37 900	5	4	6	4
38 000	5	4	2	4
38 100	5	4	3	4
38 200	5	4	1	4
38 300	5	0	1	4
38 400	5	0	3	4
38 500	5	0	2	4
38 600	5	0	6	4
38 700	5	0	4	4
38 800	7	0	4	4
38 900	7	0	6	4
39 000	7	0	2	4
39 100	7	0	3	4
39 200	7	0	1	4
39 300	7	4	1	4
39 400	7	4	3	4
39 500	7	4	2	4
39 600	7	4	6	4
39 700	7	4	4	4
39 800	7	6	4	4
39 900	7	6	6	4
40 000	7	6	2	4
40 100	7	6	3	4
40 200	7	6	1	4
40 300	7	2	1	4
40 400	7	2	3	4
40 500	7	2	2	4
40 600	7	2	6	4
40 700	7	2	4	4
40 800	7	3	4	4
40 900	7	3	6	4
41 000	7	3	2	4
41 100	7	3	3	4
41 200	7	3	1	4
41 300	7	7	1	4
41 400	7	7	3	4
41 500	7	7	2	4
41 600	7	7	6	4
41 700	7	7	4	4
41 800	7	5	4	4
41 900	7	5	6	4

Figure 3-2 (Sheet 5 of 6) Altitude Reply Codes
 Figure 3-2 (feuille 5 de 6) Codes de réponse altitude

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
42 000	7	5	2	4
42 100	7	5	3	4
42 200	7	5	1	4
42 300	7	1	1	4
42 400	7	1	3	4
42 500	7	1	2	4
42 600	7	1	6	4
42 700	7	1	4	4
42 800	3	1	4	4
42 900	3	1	6	4
43 000	3	1	2	4
43 100	3	1	3	4
43 200	3	1	1	4
43 300	3	5	1	4
43 400	3	5	3	4
43 500	3	5	2	4
43 600	3	5	6	4
43 700	3	5	4	4
43 800	3	7	4	4
43 900	3	7	6	4
44 000	3	7	2	4
44 100	3	7	3	4
44 200	3	7	1	4
44 300	3	3	1	4
44 400	3	3	3	4
44 500	3	3	2	4
44 600	3	3	6	4
44 700	3	3	4	4
44 800	3	2	4	4
44 900	3	2	6	4
45 000	3	2	2	4
45 100	3	2	3	4
45 200	3	2	1	4
45 300	3	6	1	4
45 400	3	6	3	4
45 500	3	6	2	4
45 600	3	6	6	4
45 700	3	6	4	4
45 800	3	4	4	4
45 900	3	4	6	4
46 000	3	4	2	4
46 100	3	4	3	4
46 200	3	4	1	4
46 300	3	0	1	4

Altitude	Reply code Code de réponse			
	A	B	C	D
46 400	3	0	3	4
46 500	3	0	2	4
46 600	3	0	6	4
46 700	3	0	4	4
46 800	2	0	4	4
46 900	2	0	6	4
47 000	2	0	2	4
47 100	2	0	3	4
47 200	2	0	1	4
47 300	2	4	1	4
47 400	2	4	3	4
47 500	2	4	2	4
47 600	2	4	6	4
47 700	2	4	4	4
47 800	2	6	4	4
47 900	2	6	6	4
48 000	2	6	2	4
48 100	2	6	3	4
48 200	2	6	1	4
48 300	2	2	1	4
48 400	2	2	3	4
48 500	2	2	2	4
48 600	2	2	6	4
48 700	2	2	4	4
48 800	2	3	4	4
48 900	2	3	6	4
49 000	2	3	2	4
49 100	2	3	3	4
49 200	2	3	1	4
49 300	2	7	1	4
49 400	2	7	3	4
49 500	2	7	2	4
49 600	2	7	6	4
49 700	2	7	4	4
49 800	2	5	4	4
49 900	2	5	6	4
50 000	2	5	2	4
50 100	2	5	3	4
50 200	2	5	1	4
50 300	2	1	1	4
50 400	2	1	3	4
50 500	2	1	2	4
50 600	2	1	6	4
50 700	2	1	4	4

Figure 3-2 (Sheet 6 of 6) Altitude Reply Codes
 Figure 3-2 (feuille 6 de 6) Codes de réponse altitude

PART 4**NAVIGATIONAL INSTRUMENTS****GENERAL DESCRIPTION**

1. The navigational instruments include the compass system and the standby compass. The compass system supplies the magnetic north card reference to the distance radio magnetic indicator, ID5040-A and the course indicator, MN97HA-4. The TACAN system supplies bearing and distance information to the distance radio magnetic indicator and bearing information to the course indicator. For further information on the TACAN system and indicators, see [C-12-114-0G0/MF-001](#).

COMPASS SYSTEM

2. The compass system consists of a flux valve, compensator, directional gyro, amplifier, compass deviation card holders, and compass signal repeater. The flux valve is located on the port wing. The directional gyro, amplifier, and compass distributor units are located in the aircraft nose area. For the electrical schematic of the compass system, see [Figure 4-1](#).

THEORY OF OPERATION

3. The flux valve senses the aircraft heading with respect to magnetic north. The electrical output of the flux valve is amplified and controls the directional gyro servo loop. The gyro servo loop is nulled when the gyro position is equivalent to the aircraft heading. The heading signal is fed to the signal repeater unit where the signal is distributed to the two DRMI and the two course indicators. For further information on the compass system, see C-57-269-000/MS-000.

FUNCTIONAL CHECKS**EQUIPMENT**

4. The following equipment is required:
- a. Multimeter.
 - b. Phase checker (power supply, PRT8 tester).
 - c. Fast Gyro Erect Test Harness (see [Figure 2-1-4](#)).

PARTIE 4**INSTRUMENTS DE NAVIGATION****DESCRIPTION – GÉNÉRALITÉS**

1. Les instruments de navigation comprennent le compas et le compas de secours. Le compas fournit une référence par rapport au nord magnétique pour l'indicateur radiomagnétique de distance (DRMI) ID5040-A et pour le conservateur de cap MN97HA-4. Le système TACAN fournit des données de relèvement et de distance à l'indicateur radiomagnétique de distance et des données de relèvement au conservateur de cap. Pour tout renseignement sur le système TACAN et les indicateurs, voir [C-12-114-0G0/MF-001](#).

COMPAS

2. Le compas comprend une sonde magnétométrique, un compensateur, un gyro directionnel, un amplificateur, des supports de carte de déviation compas et un répéteur de signal compas. La sonde magnétométrique est montée sur l'aile gauche. Le gyro directionnel, l'amplificateur et le distributeur compas sont situés dans le nez de l'avion. Pour le schéma électrique du compas, voir [figure 4-1](#).

FONCTIONNEMENT

3. La sonde magnétométrique détecte le cap de l'avion par rapport au nord magnétique. Le signal électrique sortant de la sonde est amplifié et commande la boucle d'asservissement du gyro directionnel. Cette boucle est annulée quand la position du gyro correspond au cap de l'avion. Le signal de cap est envoyé au répéteur de signal, où il est distribué aux deux DRMI et aux deux conservateurs de cap. Pour tout renseignement sur le compas, voir C-57-269-000/MS-000.

VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT**MATÉRIEL**

4. Matériel requis :
- a. Multimètre.
 - b. Vérificateur d'ordre de phases (bloc d'alimentation, appareil d'essai PRT8).
 - c. Faisceau d'essai d'érection rapide du gyro-scope (voir la [figure 2-1-4](#)).

VOLTAGE AND SEQUENCE CHECK

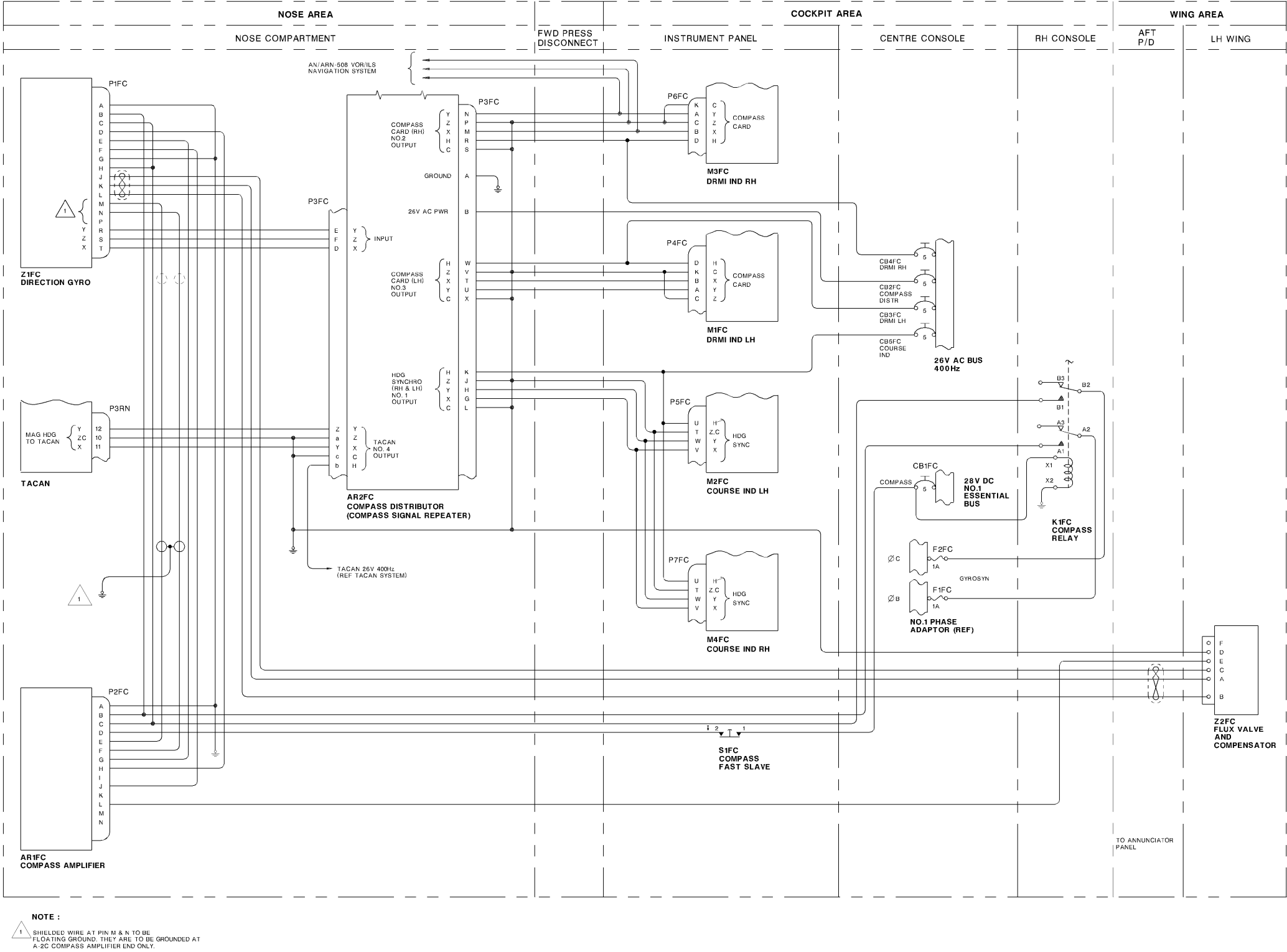
5. Use the following test procedure to check the power distribution to the compass system:

- a. Disconnect the gyro and compass amplifier connectors (P1FC) and (P2FC).
- b. Connect the test fixture to the gyro harness connector (P1FC).
- c. Measure the resistance between pin A and ground. The resistance should be zero Ω .
- d. Energize the main dc bus (see [C-12-114-000/MF-001](#)).
- e. Select the ON position on the No. 1 inverter control switch.
- f. Ensure that PHASE ADAPT No. 1 and PHASE ADAPT No. 2 circuit-breakers are pushed in.
- g. Ensure that the 28 Vdc COMPASS circuit-breaker is pushed in.
- h. Measure the voltages between pins A and B, between pins A and C, and between pins B and C on the test fixture. The voltage should read 115 ± 3 Vac.
- i. Connect the phase sequence checker to the test fixture, with phase checker lead A to pin A, B to pin B, and C to pin C. The BRIGHT light on the checker should be more brilliant than the DIM light.
- j. Select the OFF position on the No. 1 inverter control switch.
- k. Disconnect the phase checker.
- l. Set the No. 2 inverter control switch to ON and repeat Steps f. to i.
- m. Set the No. 2 inverter control switch to OFF.
- n. Disconnect the test fixture from the gyro connector (P1FC).
- o. Connect the test fixture to the amplifier harness connector (P2FC).
- p. Check that resistance between pin A and ground is 0 Ω .

VÉRIFICATION DE L'ORDRE DES PHASES ET DE LA TENSION

5. Utiliser la méthode d'essai suivante pour vérifier la distribution de l'alimentation au compas :

- a. Débrancher les connecteurs du gyro et de l'amplificateur de compas (P1FC et P2FC).
- b. Brancher l'appareil d'essai au connecteur du faisceau du gyroscope (P1FC).
- c. Mesurer la résistance entre la broche A et la masse. Elle doit être 0 Ω .
- d. Mettre le bus c.c. principal sous tension (voir [C-12-114-000/MF-001](#)).
- e. Mettre l'interrupteur du convertisseur 1 sur ON.
- f. S'assurer que les disjoncteurs PHASE ADAPT No. 1 et PHASE ADAPT No. 2 sont enclenchés.
- g. S'assurer que le disjoncteur COMPASS de 28 V c.c. est enclenché.
- h. Mesurer la tension entre les broches A et B, entre les broches A et C et entre les broches B et C sur l'appareil d'essai. Elle doit être de 115 ± 3 V c.a.
- i. Brancher le vérificateur d'ordre de phases à l'appareil d'essai, en branchant le fil A du vérificateur à la broche A, le fil B à la broche B, et le fil C à la broche C. Le voyant BRIGHT du vérificateur doit être plus brillant que le voyant DIM.
- j. Mettre l'interrupteur du convertisseur 1 sur OFF.
- k. Débrancher le vérificateur de phase.
- l. Mettre l'interrupteur du convertisseur 2 sur ON et répéter les étapes f. à i.
- m. Mettre l'interrupteur du convertisseur 2 sur OFF.
- n. Débrancher l'appareil d'essai du connecteur du gyroscope (P1FC).
- o. Brancher l'appareil d'essai au connecteur du faisceau de l'amplificateur (P2FC).
- p. Vérifier que la résistance entre la broche A et la masse est 0 Ω .



BOE04001

Compass System – Electrical Schematic Figure 4-1
Compas – schéma électrique Figure 4-1

- | | |
|---|---|
| <p>q. Set the inverter control switches (2) to ON.</p> <p>r. Ensure that the 28 Vdc COMPASS circuit-breaker is pushed in.</p> <p>s. Measure the voltages between pins A and B, between pins B and C, and between pins A and C on the test fixture. The voltage should be 115 ± 3 volts.</p> <p>t. Check that the voltage between pins A and D of the test fixture is 28 volts when COMPASS FAST SLAVE button is in normal position and 0 volts when COMPASS FAST SLAVE button is depressed.</p> <p>u. Connect the phase sequence checker to the test fixture, with the phase checker lead A to pin A, B to pin B, and C to pin C. The BRIGHT light on the checker should be more brilliant than the DIM light.</p> <p>v. Disconnect the phase checker.</p> <p>w. Disconnect the test fixture from the amplifier harness connector (P2FC).</p> <p>x. Set the inverter control switches (2) to OFF.</p> <p>y. Reconnect the harness connectors (P1FC) and (P2FC) to the gyro and the amplifier.</p> <p>z. Disconnect the plugs from the course indicators (2) and the DRMI (2).</p> <p>aa. Set the inverter control switches (2) to ON.</p> <p>ab. Ensure that the following circuit-breakers are pushed in:</p> <p style="margin-left: 40px;">(1) DELETED.</p> <p style="margin-left: 40px;">(2) LH DRMI.</p> <p style="margin-left: 40px;">(3) RH DRMI.</p> <p style="margin-left: 40px;">(4) COURSE IND.</p> <p>ac. Check for a 26 Vac on the following pins and connectors:</p> <p style="margin-left: 40px;">(1) Course indicator connectors (P5FC) and (P7FC) between pins U and T (ground).</p> | <p>q. Mettre les interrupteurs des convertisseurs (2) sur ON.</p> <p>r. S'assurer que le disjoncteur COMPASS de 28 V c.c. est enclenché.</p> <p>s. Mesurer la tension entre les broches A et B, entre les broches B et C, et entre les broches A et C de l'appareil d'essai. Elle doit être de 115 ± 3 volts.</p> <p>t. Vérifier que la tension entre les broches A et D de l'appareil d'essai est égale à 28 volts quand le bouton COMPASS FAST SLAVE est à la position normale, et à 0 Volt quand il est enfoncé.</p> <p>u. Brancher le vérificateur d'ordre de phases à l'appareil d'essai, en branchant le fil A du vérificateur à la broche A, le fil B à la broche B, et le fil C à la broche C. Le voyant BRIGHT du vérificateur doit être plus brillant que le voyant DIM.</p> <p>v. Débrancher le vérificateur d'ordre de phases.</p> <p>w. Débrancher l'appareil d'essai du connecteur du faisceau de l'amplificateur (P2FC).</p> <p>x. Mettre les interrupteurs des convertisseurs (2) sur OFF.</p> <p>y. Rebrancher les connecteurs de faisceau (P1FC et P2FC) au gyroscope et à l'amplificateur.</p> <p>z. Débrancher les fiches des conservateurs de cap (2) et des DRMI (2).</p> <p>aa. Mettre les interrupteurs des convertisseurs (2) sur ON.</p> <p>ab. S'assurer que les disjoncteurs suivants sont enclenchés :</p> <p style="margin-left: 40px;">(1) SUPPRIMÉ</p> <p style="margin-left: 40px;">(2) LH DRMI.</p> <p style="margin-left: 40px;">(3) RH DRMI.</p> <p style="margin-left: 40px;">(4) COURSE IND.</p> <p>ac. Vérifier que la tension est de 26 V c.a. aux broches et connecteurs suivants :</p> <p style="margin-left: 40px;">(1) Connecteurs des conservateurs de cap (P5FC et P7FC) entre les broches U et T (masse).</p> |
|---|---|

- (2) DRMI connectors (P4FC) and (P6FC) between pins D and K (ground).

ad. Pull out the following circuit-breakers:

- (1) COURSE IND.
- (2) DELETED.
- (3) LH and RH DRMI.

ae. Reconnect the course indicators (2), and the DRMI (2).

af. Push in all circuit-breakers.

COMPASS SYSTEM

6. Proceed as follows:

- a. Connect external power.
- b. Energize the main dc bus (see [C-12-114-000/MF-001](#)).
- c. Set the inverter control switches to ON.
- d. Ensure that the following circuit-breakers are pushed in:
 - (1) COMPASS.
 - (2) DELETED
 - (3) COMPASS DISTR.
 - (4) LH and RH DRMI.
 - (5) COURSE IND.
- e. Ensure that DRMI's indicate the approximate heading of the aircraft.
- f. Adjust the heading set knob on each course indicator until the miniature airplane is on ZERO heading.
- g. Check that the heading readings of course indicators and the DRMI's are the same to within 4 degrees.
- h. Loosen screws on the flux valve, rotate the flux valve to +10 graduation and check that the heading indication increases by approximately 10 degrees.

- (2) Connecteurs des DRMI (P4FC et P6FC) entre les broches D et K (masse).

ad. Désenclencher les disjoncteurs suivants :

- (1) COURSE IND.
- (2) SUPPRIMÉ
- (3) LH et RH DRMI.

ae. Rebrancher les conservateurs de cap (2) et les DRMI (2).

af. Enclencher tous les disjoncteurs.

COMPAS

6. Procéder comme suit :

- a. Brancher l'alimentation de parc.
- b. Mettre le bus c.c. principal sous tension (voir [C-12-114-000/MF-001](#)).
- c. Mettre les interrupteurs des convertisseurs sur ON.
- d. S'assurer que les disjoncteurs suivants sont enclenchés :
 - (1) COMPASS.
 - (2) SUPPRIMÉ
 - (3) COMPASS DISTR.
 - (4) LH et RH DRMI.
 - (5) COURSE IND.
- e. S'assurer que les DRMI indiquent à peu près le cap de l'avion.
- f. Tourner le bouton de réglage de cap sur chaque conservateur de cap jusqu'à ce que la maquette avion soit sur le cap ZERO.
- g. Vérifier que les indications de cap des conservateurs de cap et des DRMI sont les mêmes à ± 4 degrés.
- h. Desserrer les vis de la sonde magnétométrique, tourner la sonde à la graduation +10 et vérifier que l'indication de cap augmente d'environ 10 degrés.

- i. Rotate the flux valve to -10 graduation and check that heading indication decreases by approximately 10 degrees.
- j. Position the flux valve to ZERO and tighten screws.
- k. Remove external power supply.

STANDBY COMPASS

7. A direct-reading vertically-mounted Type B21 magnetic compass is installed above the glare shield at the top of the windshield. The compass is an air chamber type with a built-in compensator and is integrally lighted. The instrument light switch is installed on the lighting control panel on the centre console. For compass swinging and compensation procedures, see C-57-010-005/MB-000. For further information on the magnetic compass, see C-65-111-000/MS-000.

- i. Tourner la sonde magnétométrique à la graduation -10 et vérifier que l'indication de cap diminue d'environ 10 degrés.
- j. Mettre la sonde magnétométrique sur ZERO et serrer les vis.
- k. Couper l'alimentation de parc.

COMPAS DE SECOURS

7. Un compas magnétique de type B21 à lecture directe et monté verticalement est installé au-dessus de l'auvent en haut du pare-brise. Le compas est du type à chambre à air avec compensateur et éclairage intégrés. L'interrupteur d'éclairage est situé sur le panneau de commande d'éclairage, sur le pylône de commande. Pour le réglage et la compensation du compas, voir C-57-010-005/MB-000. Pour tout renseignement sur le compas magnétique, voir C-65-111-000/MS-000.

PART 5**OPERATIONAL
LOADS MONITORING SYSTEM****INTRODUCTION****GENERAL**

1. This manual describes the CT114 Operational Loads Monitoring (OLM) system installed in selected CT114 Tutor and Snowbird Aircraft. The Data Acquisition Unit (DAU) is an Esprit Load Assessment and Profile System version IIC, recorder model number 6200 (ELAPS IIC-6200). The DAU, its transducers and the ground support system work together to monitor and record the CT114's usage in its day-to-day operational role.

DESCRIPTION

2. The OLM system major components (see [Figure 5-1](#)) are divided into the airborne components and the Ground Support Equipment (GSE) or ground-based support system. For components location, see [Figure 5-2](#).

**CP-5124/AN/AYQ-507
DATA ACQUISITION UNIT (DAU)**

3. The CP-5124/AN/AYQ-507 DAU is a microprocessor-based DAU used to monitor aircraft structural loads. The DAU accepts eight analog signals from its transducer suite. It conditions the signal and provides for real-time digitization, compression, and storage in solid-state memory. The unit contains a real-time clock for date and time marking of data. Flights are sorted by mission codes, tail numbers and dates, and automatically identifies by power-on, take-off date and time.

PARTIE 5**SYSTÈME DE SURVEILLANCE
DES CHARGES OPÉRATIONNELLES****INTRODUCTION****GÉNÉRALITÉS**

1. Le présent manuel décrit le système de surveillance des charges opérationnelles (OLM) du CT114, installé dans les avions CT114 Tutor et Snowbird sélectionnés. Le boîtier d'acquisition de données (DAU) est un système de détermination et de profil de chargement Esprit, version IIC, enregistreur modèle numéro 6200 (ELAPS IIC-6200). Le DAU, ses transducteurs et le système de soutien au sol fonctionnent conjointement pour surveiller et enregistrer l'utilisation du CT114 dans son rôle opérationnel quotidien.

DESCRIPTION

2. Les principaux composants du système OLM (voir [figure 5-1](#)) se divisent en composants embarqués et en équipement de soutien au sol (GSE) ou système de soutien basé au sol. Pour l'emplacement des composants, voir la [figure 5-2](#).

**BOÎTIER D'ACQUISITION
DE DONNÉES (DAU) CP-5124/AN/AYQ-507**

3. Le DAU CP-5124/AN/AYQ-507 est un DAU à microprocesseurs, utilisé pour surveiller les charges structurales de l'avion. Le DAU accepte huit signaux analogiques provenant de son ensemble de transducteurs. Il conditionne le signal et permet la numérisation en temps réel, la compression et le stockage dans une mémoire à semiconducteurs. L'appareil contient une horloge temps réel pour le marquage de la date et de l'heure des données. Les vols sont triés par codes de mission, numéros d'immatriculation d'avion et dates, puis automatiquement identifiés par date et heure de mise sous tension et de décollage.

Group Groupe	Component Composant	Common Reference Référence Commune	Part Number Numéro de Pièce
Airborne Equipment Équipement embarqué	CP-5124/AN/AYQ-507 Data Acquisition Unit Boîtier d'acquisition de données CP-5124/AN/AYQ-507	DAU	B529
	T-5113/AYQ-507 Transmitter Group, Air Speed/Barometric Pressure Groupe transmetteur, vitesse/pression barométrique T-5113/AYQ-507	Pressure Transducer Module (PTM) Module transducteur de pression	B531
	MX-5270/AYQ-507 Accelerometer Roll Rate Module Accéléromètre, module de vitesse angulaire de roulis MX-5270/AYQ-507	Nz/Roll Rate Module Module Nz/vitesse angulaire de roulis	B530 B530-2
	Strain Gauge Jauge de contrainte	Strain Gauge Jauge de contrainte	DTD 2864-1
Ground Support Equipment Équipement de soutien au sol	J-5248/AYQ-507 Portable Data Transfer & Diagnostic Unit Dispositif portatif de transfert de données et de diagnostic J-5248/AYQ-507	Downloader (PDTDU) Téléchargeur	B533
	Ground Replay Display Unit (GRDU) Dispositif d'affichage et de relecture au sol (GRDU)	PC, Computer Ordinateur personnel	B535
	Cable Assembly, Special Câble spécial	RS-232 Cable Câble RS-232	CAE9532011-1
	Converter, Digital to Digital Convertisseur numérique-numérique	RS-232/RS-422 Converter Convertisseur RS-232/RS-422	SK 1101-1
	Portable Data Software Access Unit (PDSAU) Dispositif portatif d'accès logiciel de données	Laptop, PDSAU Programmer Ordinateur portatif, programmeur PDSAU	N/A S.O.

Figure 5-1 OLM System – Major Component List
Figure 5-1 Système OLM – liste des principaux composants

4. The CP-5124/AN/AYQ-507(V2) DAU with Engine Monitoring System (EMS), Part No. C-10117-1, was temporarily installed in three aircraft (114054, 114064 and 114146). Modifications to the aircraft and DAU enabled the DAU with EMS to record OLM data as well as engine RPM and EGT information which was used to develop engine life methodologies for the J85 engine. On completion of the project, the DAU with EMS was removed and DAU CP-5124/AN/AYQ-507(V1), Part No. B-529 was installed. For additional information, refer to Engine Monitoring System - Wiring in [C-12-114-000/DW-001](#), Part 2 and C-12-114-000/CD-044.

5. The design of the DAU makes it inherently expandable, both memory and channel capability are expandable by 50 percent. The DAU also has two expansion slots that can be used, with the addition of extra PCB cards, to add additional monitoring features into the system. Since the recorder operation is software controlled, recording compression algorithms and other operating parameters can be easily changed by reprogramming the DAU.

6. Flight data recorded by the DAU is compressed by two different algorithms and stored in the mission data file. The first is the Time History Record (THR). The THR algorithm takes a snapshot of selected data channels at a preselected interval. The timing of the time history data is under software control and can be programmed by the user.

7. The second algorithm is the Sequential Peak Valley (SPV). The SPV algorithm selects significant events, local maxima and minima of selected channels, using a delta change gate validation criterion. At the time of a validated event, the data from the trigger channel is stored along with the coincident data for other user-selectable channels. Included with the data is the time during the mission when the event occurred. The trigger gate value for any SPV channel can be reprogrammed through the programmer interface.

8. Besides the mission data file, a health file for the OLM system is also created. The health file contains all Built-In-Test (BIT) results and other

4. Le DAU CP-5124/AN/AYQ-507(V2) équipé du système de surveillance réacteur (EMS), n° de pièce C-10117-1, a été posé temporairement dans trois avions (114054, 114064 et 114146). Des modifications aux avions et aux DAU ont fait en sorte que le DAU équipé de l'EMS puisse enregistrer les données de l'OLM tout comme les données relatives au régime et à la température des gaz d'échappement (EGT) du réacteur, lesquelles ont permis de mettre au point des méthodologies de durée de vie pour le réacteur J85. À la fin du projet, le DAU équipé de l'EMS a été déposé et le DAU CP-5124/AN/AYQ-507(V1), n° de pièce B-529, a été posé. Pour plus de renseignements à ce sujet, se reporter à Système de surveillance réacteur – câblage, dans [C-12-114-000/DW-001](#), partie 2, et à C-12-114-000/CD-044.

5. La conception du DAU le rend intrinsèquement extensible. Ses capacités de mémoire et de voies sont toutes deux extensibles de 50 pour cent. Le DAU comprend aussi deux fentes d'expansion qui peuvent être utilisées, avec l'addition de cartes à circuit imprimé supplémentaires, pour ajouter des options de surveillance au système. Comme le fonctionnement de l'enregistreur est commandé par logiciel, les algorithmes de compression d'enregistrement et les autres paramètres de fonctionnement peuvent facilement être modifiés par la reprogrammation du DAU.

6. Les données de vol enregistrées par le DAU sont comprimées par deux algorithmes différents et stockées dans le fichier de données de mission. Le premier algorithme est l'algorithme d'enregistrement de données historiques temporelles (THR). L'algorithme THR prélève une image instantanée des voies de données sélectionnées à intervalles présélectionnés. La synchronisation des données historiques temporelles est commandée par logiciel et peut être programmée par l'utilisateur.

7. Le deuxième algorithme est l'algorithme séquentiel crête-vallée (SPV). L'algorithme SPV sélectionne les événements importants, les maxima et minima locaux des voies sélectionnées, selon un critère de validation à porte de variation delta. Au moment d'un événement validé, les données provenant de la voie de déclenchement sont stockées avec les données simultanées pour les autres voies non sélectionnables par l'utilisateur. Les données incluent le temps dans la mission où l'événement s'est produit. La valeur de la porte de déclenchement pour toute voie SPV peut être reprogrammée par l'entremise de l'interface du programmeur.

8. Outre le fichier de données de mission, un fichier d'état du système OLM est aussi créé. Le fichier d'état contient tous les résultats des essais

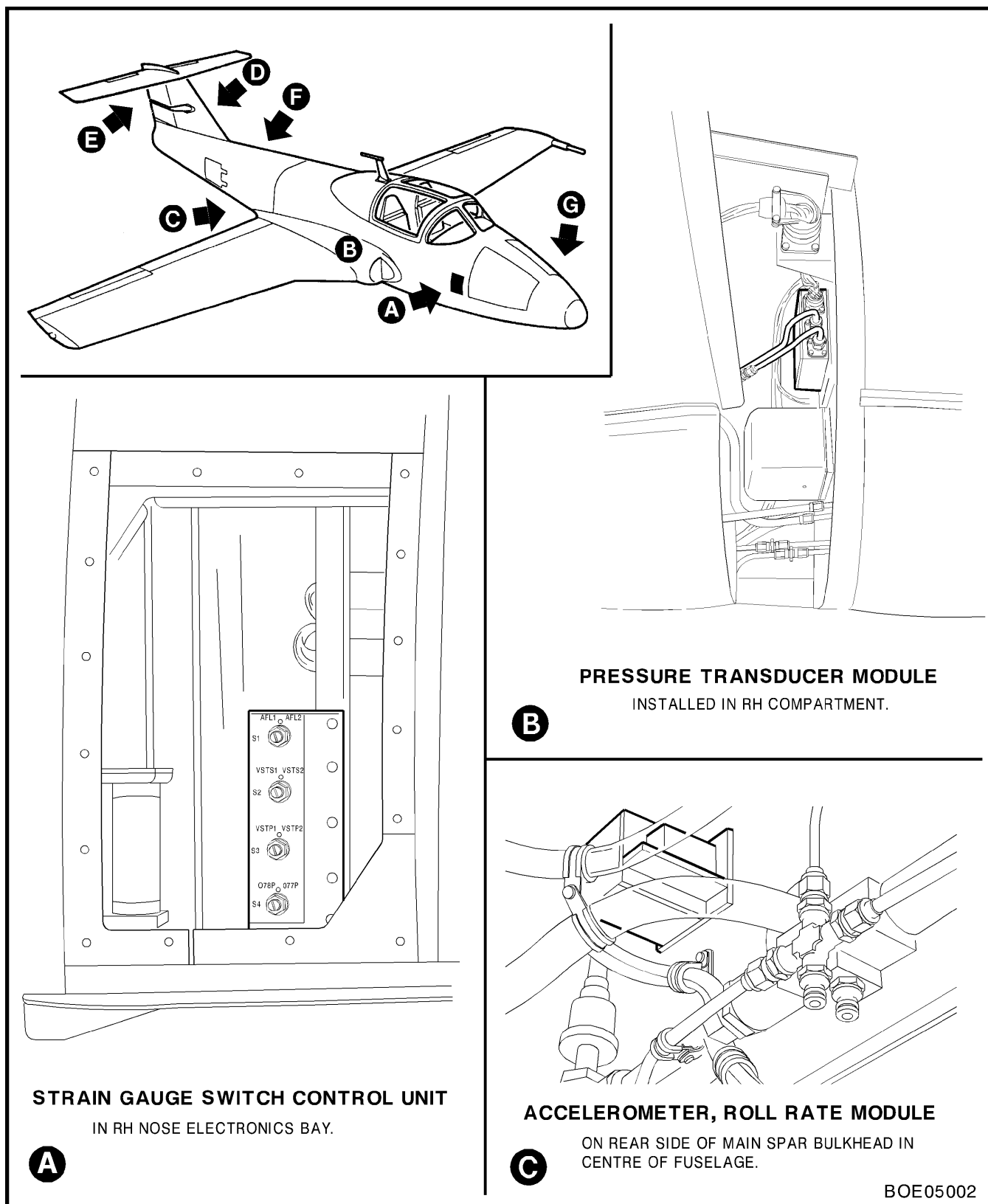


Figure 5-2 (Sheet 1 of 2) OLM System – Component Locations

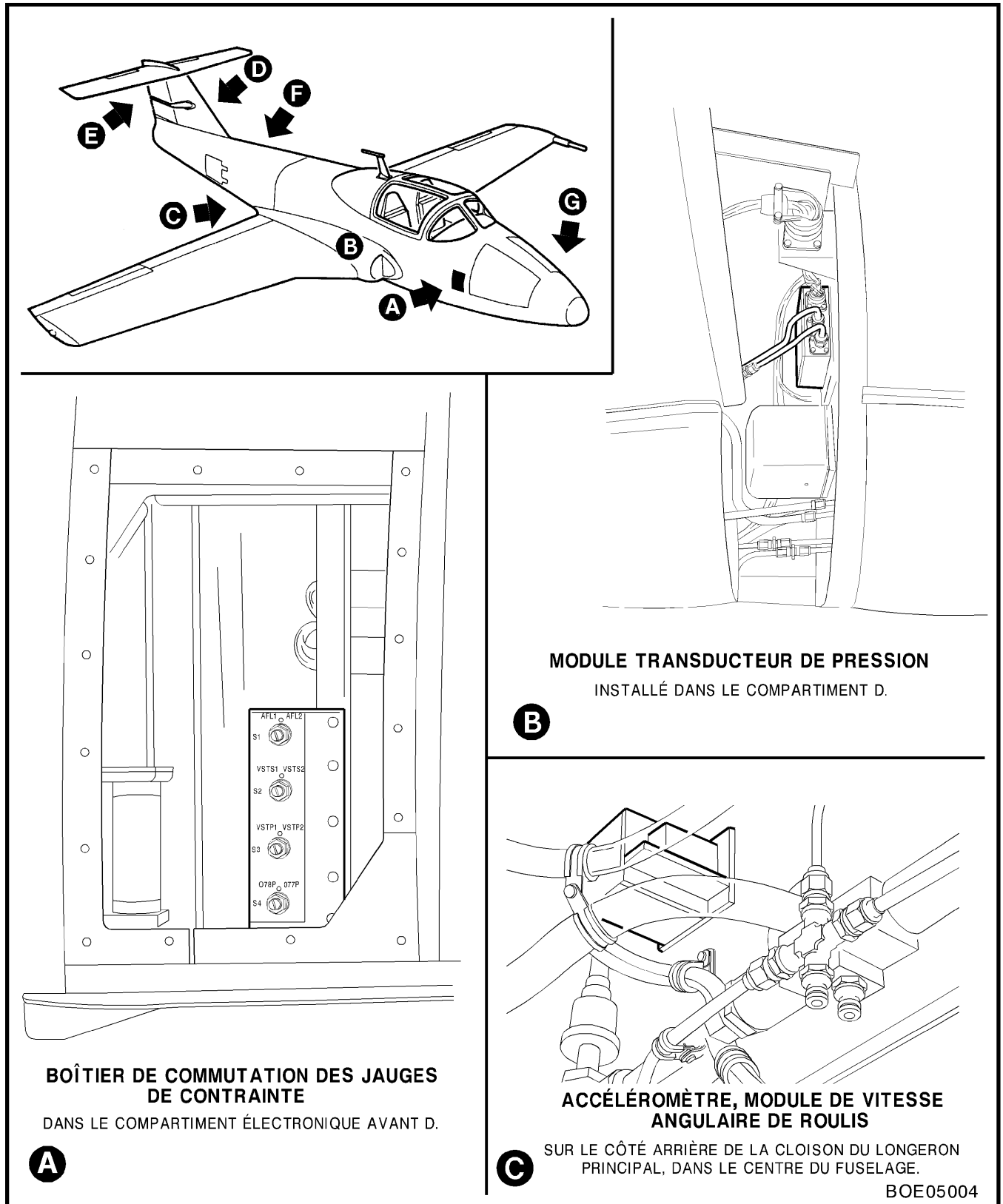
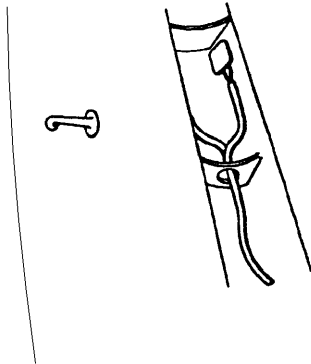
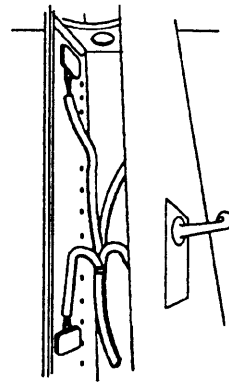


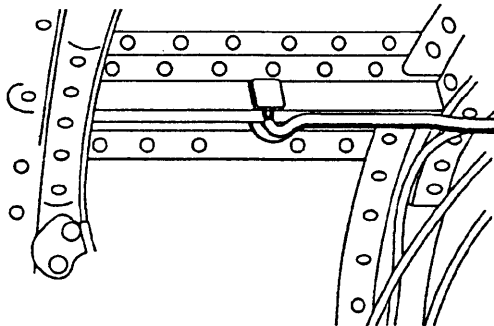
Figure 5-2 (feuille 1 de 2) Système OLM – emplacement des composants

**STRAIN GAUGES (2)**

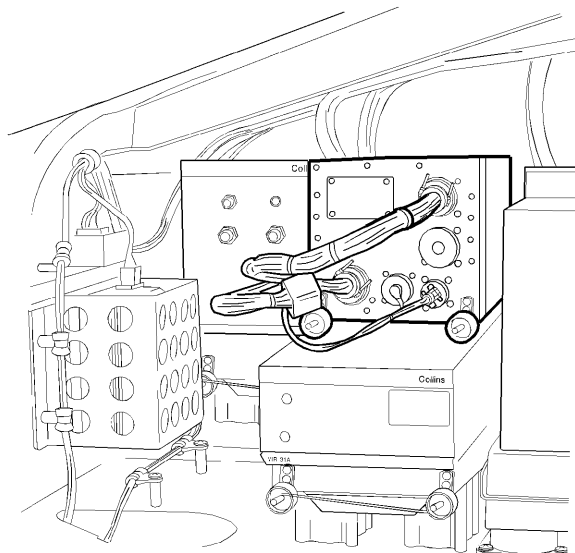
PRIMARY GAUGE (O77P) INSTALLED ON RH SIDE OF FORWARD VERTICAL STABILIZER STRUCTURE AT APPROX VSS 20.0. BACK-UP GAUGE (O78P) LOCATED ON LH SIDE.

D**STRAIN GAUGES (4)**

PRIMARY GAUGES (VSTP1 AND VSTS1) ARE LOCATED ON LH AND RH SIDES, RESPECTIVELY, OF AFT VERTICAL STABILIZER AT APPROX. VSS 41.4. BACK-UP GAUGES (VSTP2 AND VSTS2) ARE LOCATED ON LH AND RH SIDES, RESPECTIVELY, APPROX. 18 INCHES BELOW PRIMARY GAUGES.

E**STRAIN GAUGES (2)**

PRIMARY GAUGE (AFL1) LOCATED ON UPPER LH SIDE OF AFT FUSELAGE LONGERON, AFT OF REAR FIREWALL. BACK-UP GAUGE (AFL2) LOCATED ON LOWER SIDE.

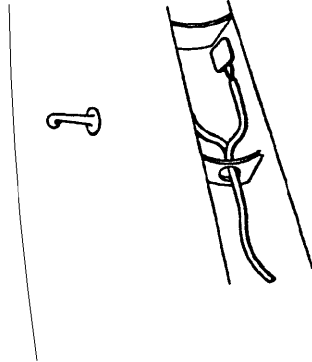
F**DATA ACQUISITION UNIT (DAU)**

MOUNTED IN LH NOSE BAY ABOVE VOR RECEIVER.

G

BOE05003

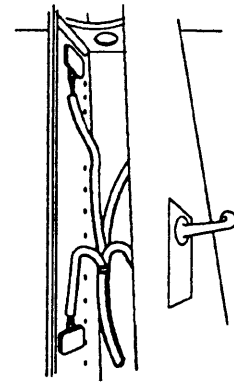
Figure 5-2 (Sheet 2 of 2) OLM System – Component Locations



JAUGES DE CONTRAINTE (2)

JAUGE PRINCIPALE (077P) INSTALLÉE SUR LE CÔTÉ D DE LA STRUCTURE DE LA DÉRIVE AVANT, À ENVIRON VSS 20.0. JAUGE DE SECOURS (078P) SITUÉE SUR LE CÔTÉ G.

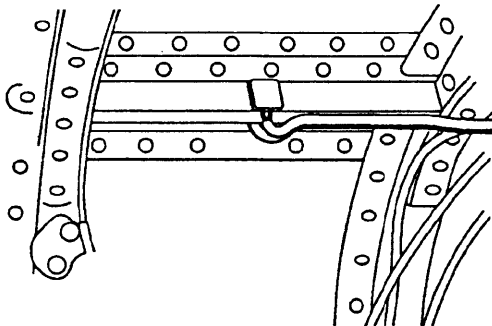
D



JAUGES DE CONTRAINTE (4)

LES JAUGES PRINCIPALES (VSTP1 ET VSTS1) SONT SITUÉES SUR LES CÔTÉS G ET D, RESPECTIVEMENT, DE LA DÉRIVE ARRIÈRE, À ENVIRON VSS 41.4. LES JAUGES DE SECOURS (VSTP2 ET VSTS2) SONT SITUÉES SUR LES CÔTÉS G ET D, RESPECTIVEMENT, À ENVIRON 18 POUCES AU-DESSOUS DES JAUGES PRINCIPALES.

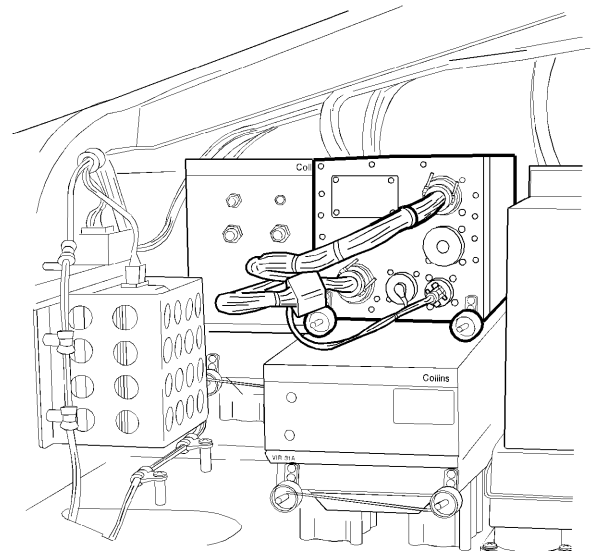
E



JAUGES DE CONTRAINTE (2)

JAUGE PRINCIPALE (AFL1) SITUÉE SUR LE CÔTÉ SUPÉRIEUR G DU LONGERON DE FUSELAGE ARRIÈRE, DERRIÈRE LA CLOISON PARE-FEU ARRIÈRE. JAUGE DE SECOURS (AFL2) SITUÉE SUR LE CÔTÉ INFÉRIEUR.

F



BOITIER D'ACQUISITION DE DONNÉES (DAU)

MONTÉ DANS LE COMPARTIMENT AVANT G, AU-DESSUS DU RÉCEPTEUR VOR.

G

BOE05015

Figure 5-2 (feuille 2 de 2) Système OLM – emplacement des composants

system health information. The BIT results allow assessment of the DAU and sensor operation. The health file also contains pertinent information such as power-on times, flight time(s) and discrete event times (e.g. touch and go's).

T-5113/AYQ-507 PRESSURE TRANSDUCER MODULE

9. The T-5113/AYQ-507 pressure transducer module is installed near the aircraft right wing root and is connected to the aircraft pitot static lines. The module contains a differential pressure transducer and an absolute pressure transducer, used to convert the pitot and static pressures into analog voltages. These pressure measurements enable the Ground Replay Display Unit (GRDU) system to calculate the aircraft altitude and airspeed.

MX-5270/AYQ-507 ACCELEROMETER, ROLL RATE MODULE

10. The MX-5270/AYQ-507 accelerometer, roll rate module is a package that integrates two sensors into one unit. One sensor is aligned to detect vertical or Nz acceleration g, and the other to detect roll rate about the long axis (Nx) of the aircraft. The Nz sensor is an Esprit/Moog, model 5060 linear, null position servo accelerometer with a range of ± 10 g. The Nx roll rate sensor is a Systron-Donner QRS-11, vibrating quartz, Gyrochip. This sensor uses an internal dual tuning fork arrangement to provide for rotation detection. Both sensors are mounted in a common housing which, when installed in the aircraft, aligns the sensors to the proper orientation.

STRAIN GAUGE ASSEMBLIES

11. The OLM system includes four strain gauges location. Each gauge location is equipped with primary and back-up strain gauge. The OLM system provides for switching between the primary and back-up strain gauge by switching the inputs to the DAU. Switching is controlled by four rotary switches located on the relay panel in the nose section.

12. The OLM system includes the temperature compensated strain sensor, which has two active sensing legs giving it a sensitivity of 1.025 millivolt/volt/1000 μ e. Two dummy gauges on an integral

intégrés (BIT) et les autres renseignements sur l'état du système. Les résultats des BIT permettent d'évaluer le fonctionnement du DAU et des capteurs. Le fichier d'état contient aussi les renseignements pertinents comme les temps de mise sous tension, les temps de vol et les temps des événements discrets (par exemple, les posés-décollés).

MODULE TRANSDUCTEUR DE PRESSION T-5113/AYQ-507

9. Le module transducteur de pression T-5113/AYQ-507 est installé près de l'emplanture d'aile droite de l'avion et est connecté aux conduites Pitot-statiques de l'avion. Le module contient un transducteur de pression différentielle et un transducteur de pression absolue, utilisés pour convertir les pressions Pitot et statique en tensions analogiques. Ces mesures de pression permettent au système du dispositif d'affichage et de relecture au sol (GRDU) de calculer l'altitude et la vitesse de l'avion.

MX-5270/AYQ-507 ACCÉLÉROMÈTRE, MODULE DE VITESSE ANGULAIRE DE ROULIS

10. L'accéléromètre, module de vitesse angulaire de roulis MX-5270/AYQ-507 est un ensemble qui intègre deux capteurs en une seule unité. Un capteur est aligné de façon à détecter l'accélération verticale ou Nz, soit g, et l'autre de façon à détecter la vitesse angulaire de roulis par rapport à l'axe longitudinal (Nx) de l'avion. Le capteur Nz est un servo-accéléromètre de position nulle, linéaire, Esprit/Moog, modèle 5060, ayant une plage de ± 10 g. Le capteur de vitesse angulaire de roulis Nx est une gyro-puce à quartz vibrant, Systron-Donner QRS-11. Ce capteur utilise un dispositif à diapason double interne pour détecter la rotation. Les deux capteurs sont montés dans un boîtier commun qui, lorsqu'il est installé dans l'avion, aligne les capteurs selon la bonne orientation.

JAUGES DE CONTRAINTE

11. Le système OLM comprend des jauges de contrainte installées à quatre endroits. Chaque emplacement comporte une jauge de contrainte principale et une jauge de contrainte de secours. Le système OLM effectue la commutation entre la jauge de contrainte principale et la jauge de contrainte de secours par la permutation des entrées au DAU. La commutation est commandée par quatre commutateurs rotatifs situés sur le panneau relais dans la section avant.

12. Le système OLM comprend le capteur de contrainte compensé en température, lequel est muni de deux pattes de détection actives qui lui confèrent une sensibilité de 1.025 millivolt/volt/1000 μ e. Deux

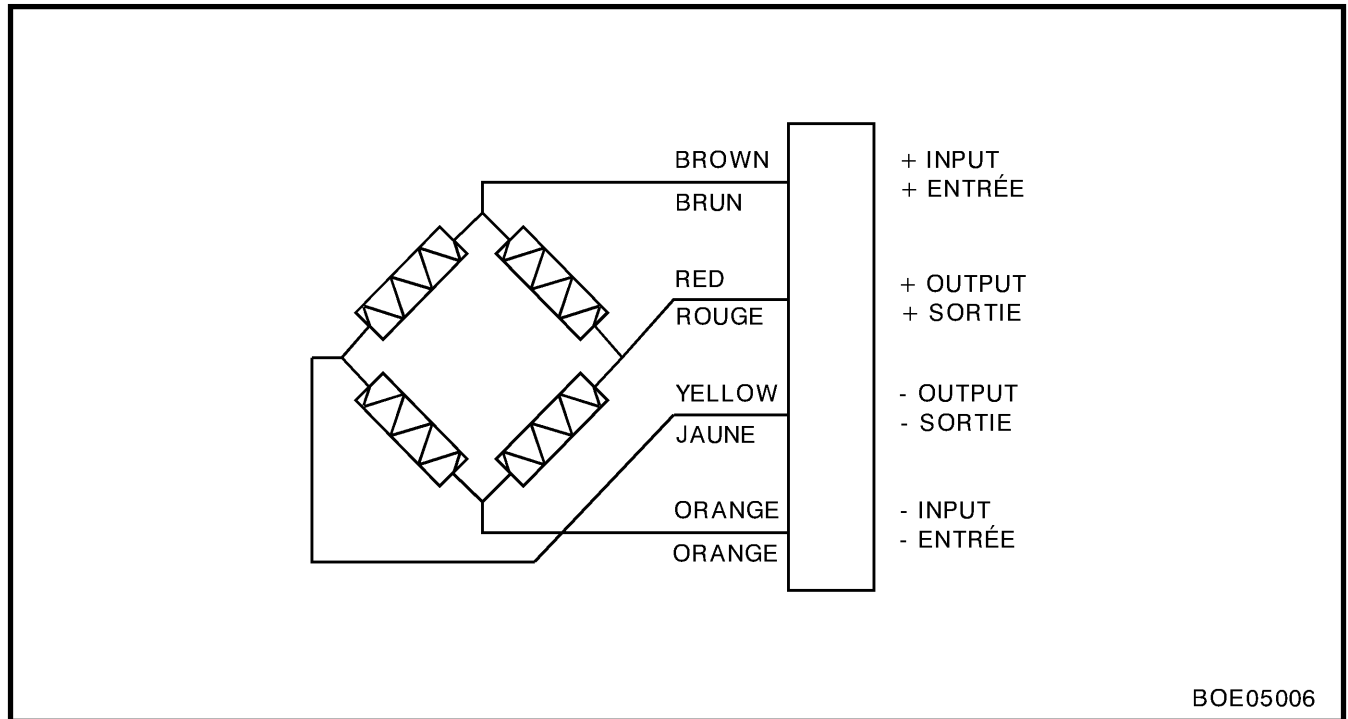


Figure 5-3 DTD 2684-1 Sensor – Circuit Schematic
 Figure 5-3 Capteur DTD 2684-1 – schéma du circuit

dummy gauge plate provide for full temperature compensation. The DTD 2684-1 sensor is intended for use on, and compensated for, aluminum. A circuit schematic for the sensor is shown in Figure 5-3.

jauges fictives, sur une plaque à jauges fictives intégrées, assurent une pleine compensation en température. Le capteur DTD 2684-1 est conçu pour être utilisé sur l'aluminium et est compensé pour ce matériau. Un schéma du circuit du capteur est donné à la figure 5-3.

GROUND SUPPORT SYSTEM

13. The Ground Support Equipment (GSE) has three major components, the programmer, the GRDU and the downloader. This equipment works with the Esprit/Moog Esprit Loads Assessment and Profile System Program (ELAPSPRO) and Data Management (DATAMAN) software to provide system configuration, maintenance and data retrieval from the OLM system. Each item is further described in Paragraphs 14 to 19.

14. **Programmer.** The programmer is a portable notebook computer with the Esprit/Moog ELAPSPRO software installed. The programmer is capable of downloading the DAU memory (either aircraft power or downloader power must be applied to the DAU), or performing other programming tasks. Tail number programming at initial installation, initiated BIT, fault

SYSTÈME DE SOUTIEN AU SOL

13. L'équipement de soutien au sol (GSE) comprend trois composants principaux : le programmeur, le GRDU et le téléchargeur. Cet équipement fonctionne avec le programme du système de détermination et de profil de chargement Esprit (ELAPSPRO) Esprit/Moog et avec le logiciel de gestion de données (DATAMAN) pour assurer la configuration du système, la maintenance et la récupération des données provenant du système OLM. Chaque article est décrit plus en détail aux paragraphes 14 à 19.

14. **Programmeur.** Le programmeur est un ordinateur portatif bloc-notes dans lequel est installé le logiciel ELAPSPRO Esprit/Moog. Le programmeur peut télécharger la mémoire du DAU (l'alimentation de l'avion ou du téléchargeur doit être appliquée au DAU) ou effectuer d'autres tâches de programmation. La programmation du numéro

isolation and any subsequent reprogramming of settings or algorithms in the DAU are all done with the programmer. For additional details about the programmer and the ELAPSPRO software, refer to C-16-B96-000/MS-001 and C-16-B96-000/MS-002 respectively.

15. Ground Replay Display Unit (GRDU). The data downloaded from the recorder is converted to engineering units and placed on computer disk files by the GRDU. The GRDU is a 486 MS-DOS, IBM compatible, desk-top computer that has the DATAMAN software installed. The computer also has a modem and tape drive.

16. The GRDU software provides for transfer of the flight data from the downloader to the GRDU. The flight data is retrieved from the downloader and transcribed into engineering units to reconstruct the event and time history data and create the MISSION and HEALTH files. This data can then be sorted by tail number, separated by mission (power-on to power-off) and stored on disk. During transcription, supplementary ground data such as mission codes, base altitude, airframe hours (at installation) is added to each flight record.

17. The resulting combined flight/ground data file can be displayed on the GRDU screen in spreadsheet format and/or printed. All flight data are presented in engineering units on the GRDU display. All data files can be stored on the GRDU disk (temporarily) and/or archived to floppy disk or tape. Transmission of transcribed data files to the Data Analysis Centre (DAC) is provided by the GRDU modem card. The modem supports multiple communications protocols that will detect and correct errors in communications and provide for data compression. For further information, consult the manuals provided with the applicable communication software.

18. J-5248/AYQ-507 Downloader. The J-5248/AYQ-507 downloader is designed for flight-line use, to retrieve DAU data files and transfer them to the GRDU. It can download data in a DAU at high speed and perform DAU BITs to check the system health. See [Figure 5-4](#) for download process.

d'immatriculation de l'avion lors de l'installation initiale, le lancement des BIT, le repérage de panne et toute reprogrammation subséquente des réglages ou des algorithmes dans le DAU sont tous effectués au moyen du programmeur. Pour plus de détails sur le programmeur et sur le logiciel ELAPSPRO, se reporter à C-16-B96-000/MS-001 et C-16-B96-000/MS-002 respectivement.

15. Dispositif d'affichage et de relecture au sol (GRDU). Les données téléchargées de l'enregistreur sont converties en unités techniques et placées sur des fichiers pour disque informatique par le GRDU. Le GRDU est un ordinateur bloc-notes 486 MS-DOS, IBM compatible, dans lequel est installé le logiciel DATAMAN. Cet ordinateur est aussi équipé d'un modem et d'un lecteur de disque.

16. Le logiciel du GRDU permet de transférer les données de vol du téléchargeur au GRDU. Les données de vol sont récupérées du téléchargeur et transcrites en unités techniques pour permettre de reconstruire les données historiques temporelles et d'événement et de créer les fichiers MISSION et HEALTH. Ces données peuvent ensuite être triées par numéro d'immatriculation d'avion, séparées par mission (de la mise sous tension à la mise hors tension) et stockées sur disque. Durant la transcription, des données au sol supplémentaires, comme les codes de mission, l'altitude de la base et les heures cellule (à l'installation), sont ajoutées à chaque enregistrement de vol.

17. Le fichier résultant de données de vol et au sol combinées peut être affiché sur l'écran du GRDU en format chiffré ou peut être imprimé. Toutes les données de vol sont présentées en unités techniques sur l'affichage du GRDU. Tous les fichiers de données peuvent être stockés sur le disque du GRDU (temporairement) ou archivés sur disquette ou sur bande. La transmission des fichiers de données transcrites au centre d'analyse de données (DAC) est effectuée par la carte modem du GRDU. Le modem accepte plusieurs protocoles de communication qui détectent et corrigent les erreurs dans les communications et qui effectuent la compression des données. Pour plus de renseignements, consulter les manuels fournis avec le logiciel de communication approprié.

18. Téléchargeur J-5248/AYQ-507. Le téléchargeur J-5248/AYQ-507 est conçu pour l'utilisation en piste, afin de récupérer les fichiers de données du DAU et de les transférer au GRDU. Il peut télécharger des données dans un DAU à grande vitesse et effectuer les BIT du DAU afin de vérifier l'état du système. Voir la [figure 5-4](#) pour le procédé de téléchargement.

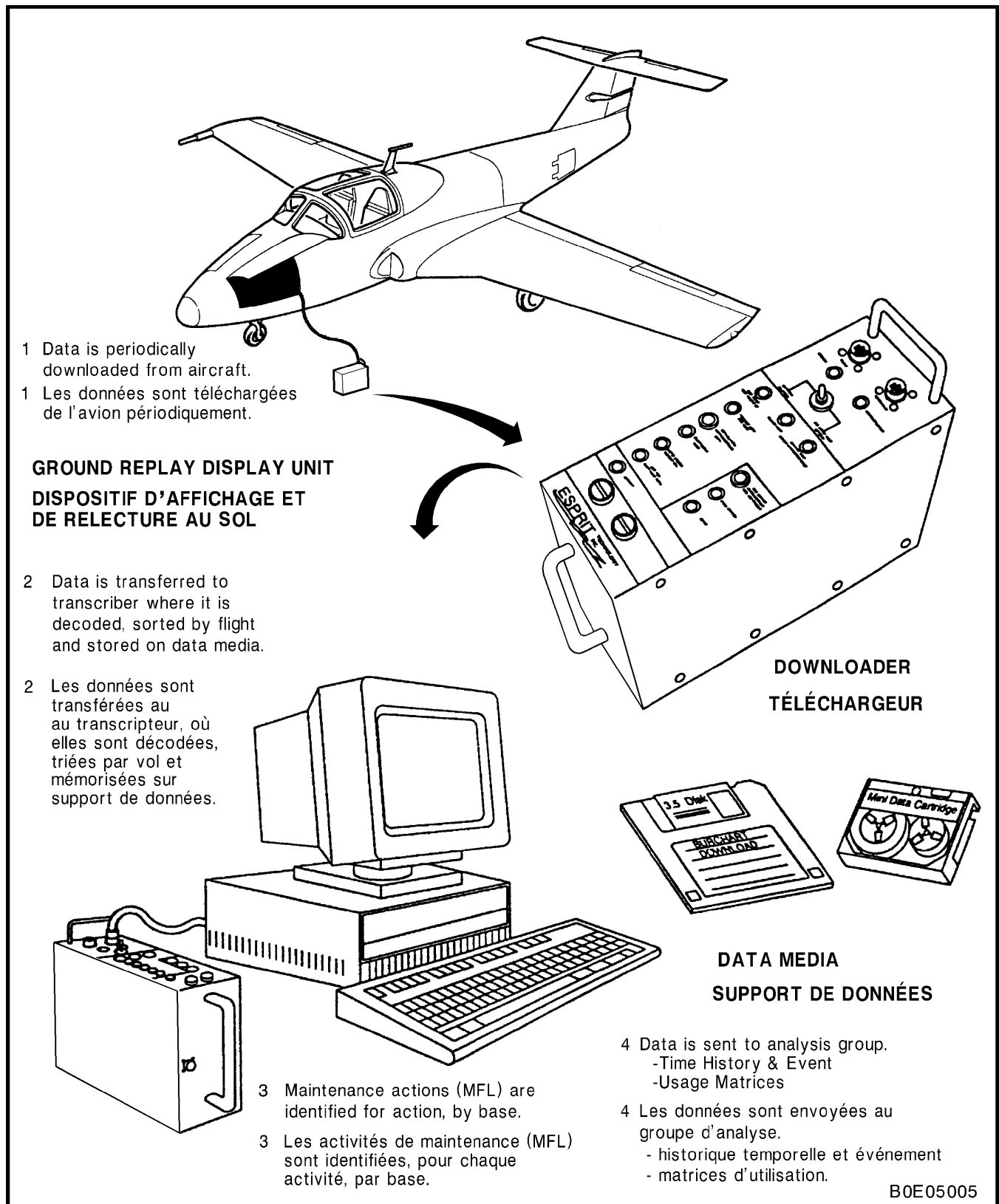


Figure 5-4 OLM System – Data Retrieval
Figure 5-4 Système OLM – récupération des données

19. The downloader can also be used to power the OLM system. This is done when the programmer is in use for tasks such as tail number programming at initial installation, initiated BIT, fault isolation and any subsequent reprogramming of settings or algorithms in the DAU. This means that aircraft power need not be applied during maintenance actions on the OLM system. For additional details about the downloader, refer to C-16-B96-000/MS-001.

SYSTEM MAINTENANCE

INTRODUCTION

20. The CT114 OLM system has virtually no scheduled maintenance activities beyond downloading and the regulator inspection of memory and BIT indicators. [Figure 5-5](#) lists the required maintenance activities. For OLM scheduled system maintenance, refer to [C-12-114-000/NR-000](#).

DAU BIT INDICATORS

21. Three electro-mechanically operated indicators are located on the face of the DAU, indicating the results of the DAU BIT (see [Figure 5-6](#)). The indicators can show system or health failure, and an 80 or 100 percent full memory indication. A positive indication will show three red triangles on the white indicator face. A negative indication will show all white on the indicator face.

DOWNLOADING

22. Download the DAU to diagnose a system or health failure, or when the BIT indicators show an 80 or 100 percent full memory. The data files may be downloaded by one of the three following modes:

- a. **Flight Line Downloader Mode.** Using this mode, data is transferred from aircraft DAU to downloader, which retains data for subsequent uploading to programmer or GRDU (see [Figure 5-7](#)). This mode does not require aircraft power to be applied. Power for the transfer of data from DAU to downloader is provided by downloader's internal batteries.
- b. For flight line downloader mode, proceed as follows:

19. Le téléchargeur peut aussi être utilisé pour alimenter le système OLM. Ceci se produit quand le programmeur est utilisé à des tâches comme la programmation du numéro d'immatriculation de l'avion lors de l'installation initiale, le lancement des BIT, le repérage de panne et toute reprogrammation subséquente des réglages ou des algorithmes dans le DAU. Ceci signifie que l'alimentation de l'avion n'a pas besoin d'être appliquée pendant les activités de maintenance sur le système OLM. Pour plus de détails sur le téléchargeur, se reporter à C-16-B96-000/MS-001.

MAINTENANCE DU SYSTÈME

INTRODUCTION

20. Le système OLM du CT114 ne comporte pratiquement aucune activité de maintenance planifiée, hormis le téléchargement et l'inspection réglementaire de la mémoire et des indicateurs de BIT. La [figure 5-5](#) énonce les activités de maintenance requises. Pour la maintenance planifiée du système OLM, se reporter à [C-12-114-000/NR-000](#).

INDICATEURS DE BIT DU DAU

21. Trois indicateurs à commande électromécanique, situés sur la face du DAU, indiquent les résultats des BIT du DAU (voir [figure 5-6](#)). Les indicateurs peuvent montrer une panne de système ou d'état, ainsi qu'une indication de mémoire pleine à 80 ou 100 pour cent. Une indication positive présente trois triangles rouges sur la face blanche de l'indicateur. Une indication négative présente uniquement du blanc sur la face de l'indicateur.

TÉLÉCHARGEMENT

22. Télécharger le DAU pour diagnostiquer une panne de système ou d'état, ou lorsque les indicateurs de BIT montrent une mémoire pleine à 80 ou 100 pour cent. Les fichiers de données peuvent être téléchargés dans un des trois modes suivants :

- a. **Mode téléchargeur en piste.** Dans ce mode, les données sont transférées du DAU de l'avion au téléchargeur, lequel conserve les données pour le téléchargement subséquent au programmeur ou au GRDU (voir [figure 5-7](#)). Ce mode ne nécessite pas que l'alimentation de l'avion soit appliquée. L'alimentation nécessaire au transfert des données du DAU au téléchargeur est fournie par les batteries internes du téléchargeur.
- b. En mode téléchargeur en piste, procéder comme suit :

Item Article	Description Description	Frequency Fréquence
Power-on BIT BIT de mise sous tension	Power-on BIT test of the airborne system. Essai BIT de mise sous tension du système embarqué.	Initiated by applying aircraft power to the system. No operator action is required. Déclenché par l'application de l'alimentation de l'avion au système. Aucune intervention de l'opérateur n'est requise.
Memory Status Inspection Inspection d'état de la mémoire	Check of the memory status indicators (80 percent, 100 percent full) on the face plate to the DAU. Vérification des indicateurs d'état de la mémoire (pleine à 80 pour cent et à 100 pour cent) sur la plaque avant du DAU.	Refer to C-12-114-000/NR-000 . Se reporter à C-12-114-000/NR-000 .
DAU BIT Status Inspection Inspection d'état de BIT du DAU	Check of DAU BIT indicator on face plate of DAU. Vérification de l'indicateur de BIT du DAU sur la plaque avant du DAU.	Periodic Inspection Inspection périodique
RTC Battery Replacement Remplacement de batterie d'horloge temps réel	Replacement of RTC battery in DAU. Remplacement de la batterie de l'horloge temps réel dans le DAU.	Refer to Aircraft Inspection Requirement (NE) for replacement cycle. Se reporter au manuel Aircraft Inspection Requirement (NE) pour le cycle de remplacement.
DAU Initialization Initialisation du DAU	System initialization (or set-up) on a newly installed system including calibration of strain channel offsets. Initialisation (ou configuration) du système sur un système nouvellement installé, incluant l'étalonnage des décalages de voie de contrainte.	As required. Selon les besoins.

Figure 5-5 (Sheet 1 of 2) OLM System – Scheduled Maintenance Activities
Figure 5-5 (feuille 1 de 2) Système OLM – activités de maintenance planifiées

Item Article	Description Description	Frequency Fréquence
BIT Test of Downloader Essai BIT du téléchargeur	Perform a BIT of the downloader before proceeding to the flight line to ensure that the system is operational, the batteries are charged and the memory is at full. The downloader BIT is fully described in its manual. Exécution du BIT du téléchargeur avant les opérations en piste pour s'assurer que le système est opérationnel, que les batteries sont chargées et que la mémoire est pleine. Le BIT du téléchargeur est entièrement décrit dans le présent manuel.	Before each use. Avant chaque utilisation.
Downloader Battery Recharge Recharge de batterie de téléchargeur	The downloader contains lead acid batteries which must be kept charged to ensure long operational life. The downloader is to be recharged (refer to C-16-B96-000/MS-001). Le téléchargeur contient des batteries plomb-acide qui doivent être maintenues chargées pour assurer une longue vie en service. Le téléchargeur doit être rechargé (se reporter à C-16-B96-000/MS-001).	Bi-weekly or as required. Toutes les deux semaines ou selon les besoins.
Downloader Battery Replacement Remplacement de batterie de téléchargeur	The downloader contains lead acid batteries which will age and become less effective with time. To ensure the best operation of the downloader the batteries must be replaced regularly (refer to C-16-B96-000/MS-001). Le téléchargeur contient des batteries plomb-acide qui vieillissent et deviennent moins efficaces avec le temps. Pour assurer un fonctionnement optimal du téléchargeur, ces batteries doivent être remplacées régulièrement (se reporter à C-16-B96-000/MS-001).	As required. Selon les besoins.

Figure 5-5 (Sheet 2 of 2) OLM System – Scheduled Maintenance Activities
 Figure 5-5 (feuille 2 de 2) Système OLM – activités de maintenance planifiées

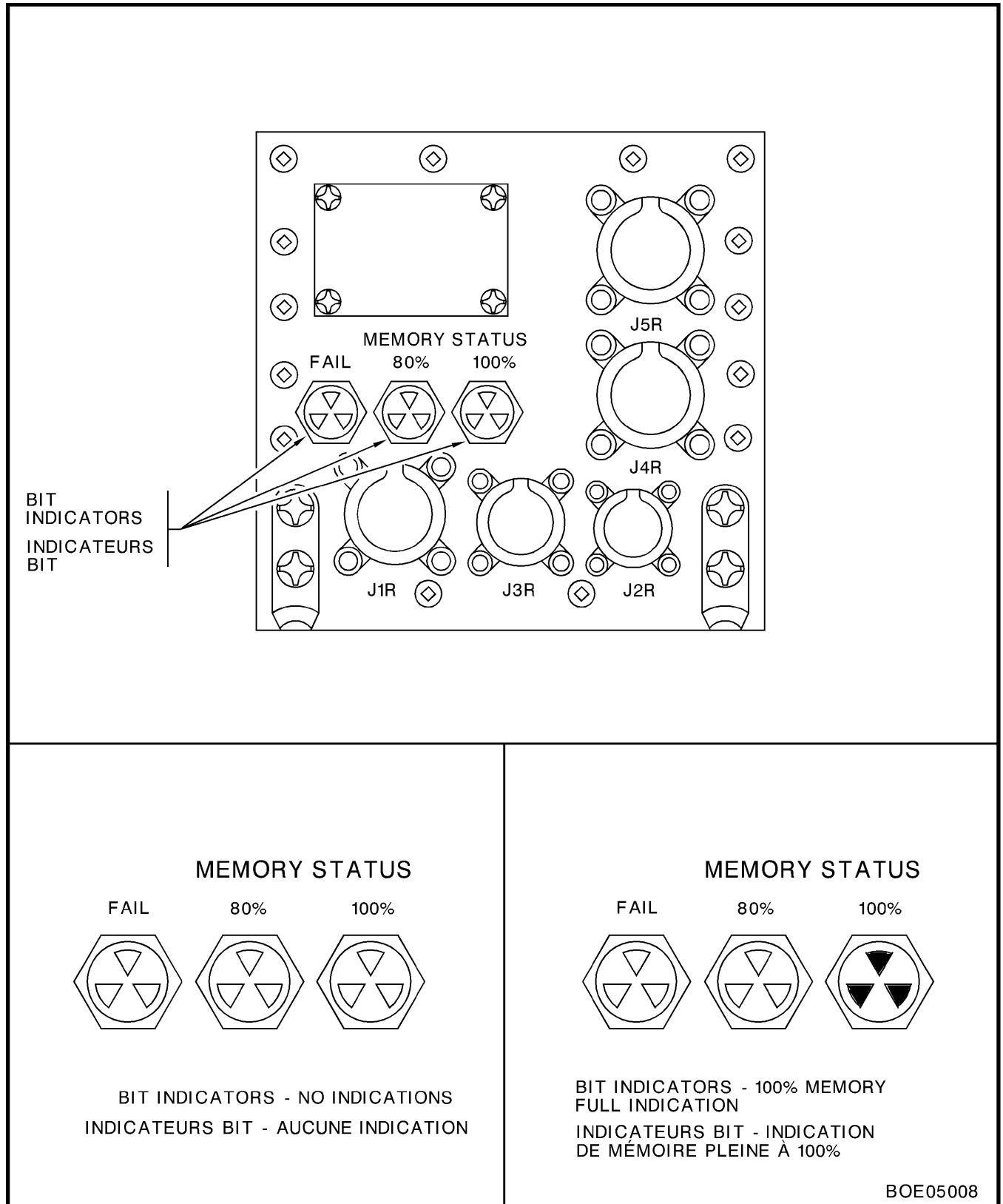


Figure 5-6 Data Acquisition Unit BIT Indicators
Figure 5-6 Indicateurs de BIT du boîtier d'acquisition de données

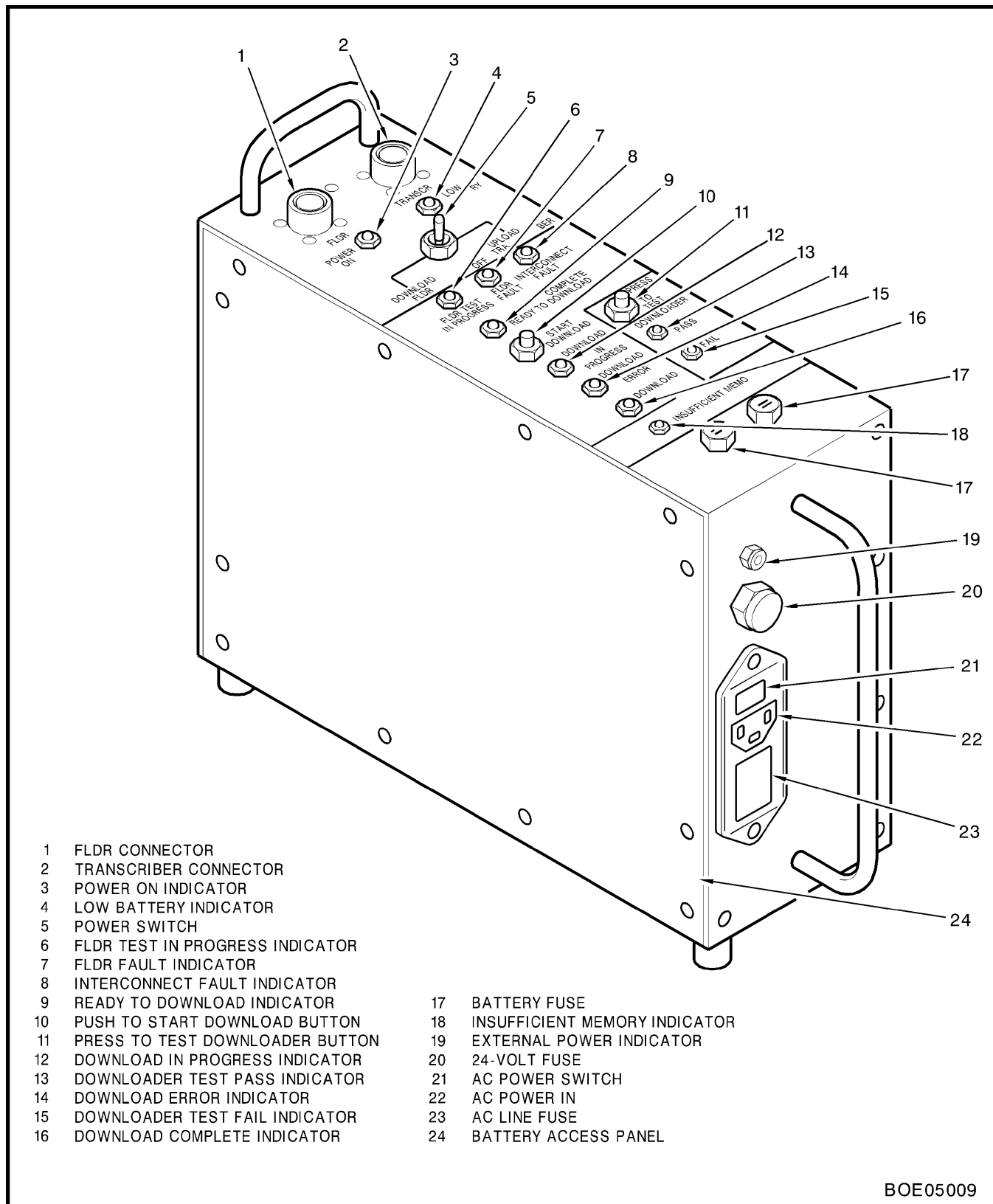
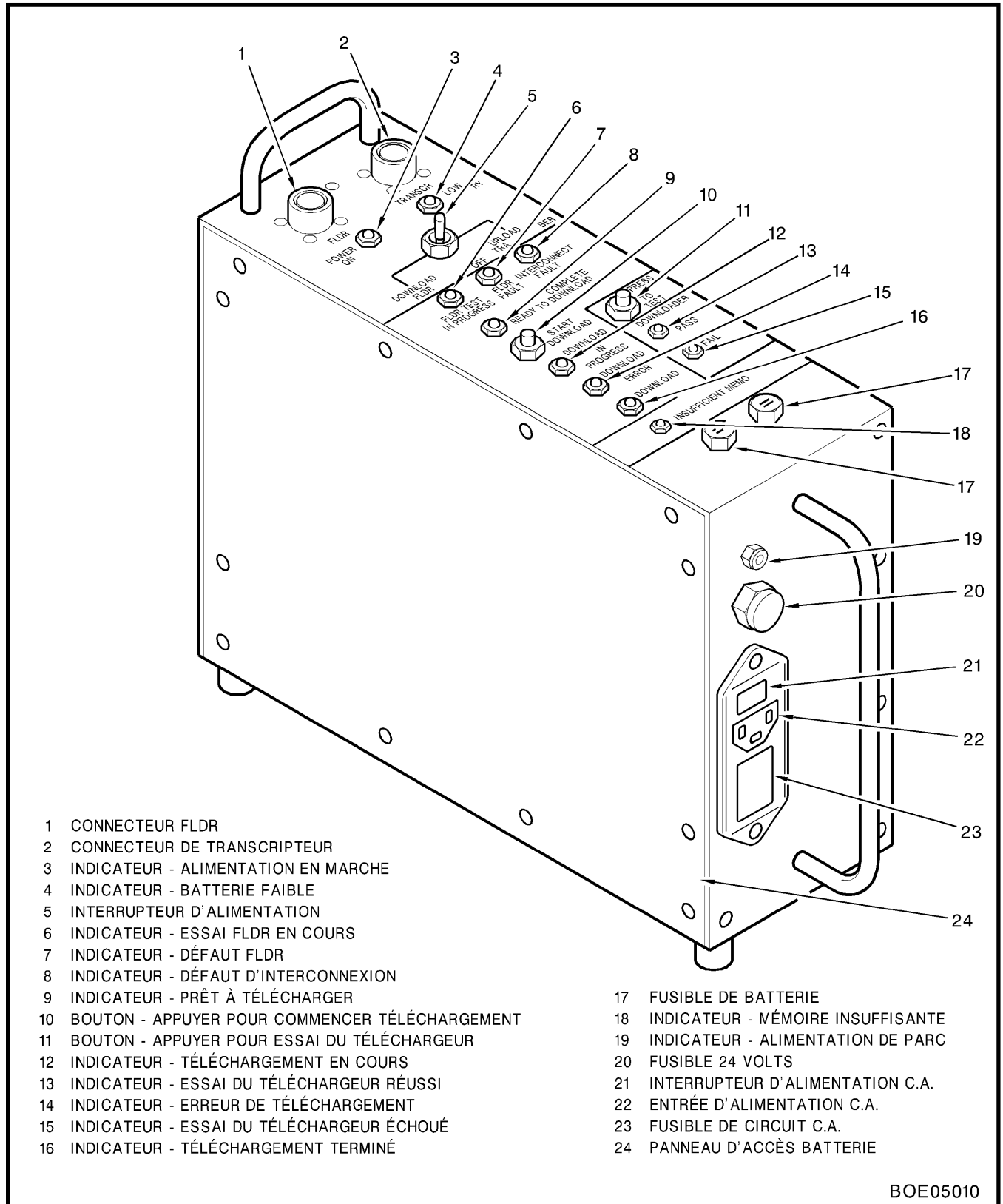


Figure 5-7 J-5248/AYQ-507 Downloader



BOE05010

Figure 5-7 Téléchargeur J-5248/AYQ-507

NOTE

The downloader differentiates between programmer and downloader functions by automatically detecting the cables which are attached to the unit. If the downloader is not operating properly or if the cables are not connected properly, data may be lost due to an inadvertent download.

- (1) Turn power switch on downloader to left (DOWNLOADER FLDR) position. The red POWER ON light will illuminate. Perform downloader test by pressing orange button (press-to-test downloader). The green (pass) and red (fail) light will blink simultaneously indicating that downloader is performing its internal test.
 - (a) If green pass light remains on, continue downloading.
 - (b) If red light remains on, there is a fault with downloader and unit should not be used until fault is rectified.
- (2) On completion of self-test, turn power switch to centre position (OFF).
- (3) Connect WG1 cable to downloader FLDR connector and to aircraft DAU J3 R connector.
- (4) Turn power switch on downloader to left (DOWNLOAD FLDR) position. The red POWER ON light will illuminate. In addition, downloader will initiate an internal test sequence on DAU indicated by the amber (FLDR test in progress) light. A downloader fault will be indicated by the following:
 - (a) Illumination of INTERCONNECT FAULT light. This indicates a fault in the connection between aircraft DAU and downloader.
 - (b) Illumination of LOW BATTERY light. This indicates that batteries in downloader require recharging. Recharge batteries before proceeding. Wait approximately

NOTA

Le téléchargeur fait la différence entre les fonctions du programmeur et du téléchargeur en détectant automatiquement les câbles qui sont raccordés à l'appareil. Si le téléchargeur ne fonctionne pas correctement, ou si les câbles ne sont pas raccordés correctement, les données peuvent être perdues en raison d'un téléchargement par inadvertance.

- (1) Régler l'interrupteur d'alimentation sur le téléchargeur à la position de gauche (DOWNLOADER FLDR). Le voyant rouge POWER ON s'allumera. Effectuer l'essai du téléchargeur en appuyant sur le bouton orange (appuyer pour essai du téléchargeur). Les voyants vert (réussite) et rouge (échec) clignoteront simultanément pour indiquer que le téléchargeur exécute son essai interne.
 - (a) Si le voyant vert de réussite demeure allumé, continuer le téléchargement.
 - (b) Si le voyant rouge demeure allumé, le téléchargeur présente un défaut et l'appareil ne doit pas être utilisé avant que le défaut ne soit corrigé.
- (2) Une fois l'auto-essai terminé, régler l'interrupteur d'alimentation à la position du centre (OFF).
- (3) Brancher le câble WG1 au connecteur FLDR du téléchargeur et au connecteur J3R du DAU de l'avion.
- (4) Régler l'interrupteur d'alimentation sur le téléchargeur à la position de gauche (DOWNLOADER FLDR). Le voyant rouge POWER ON s'allumera. De plus, le téléchargeur lancera une séquence d'essai interne sur le DAU, tel qu'indiqué par le voyant ambre (essai FLDR en cours). Un défaut du téléchargeur sera indiqué comme suit :
 - (a) Le voyant INTERCONNECT FAULT s'allume. Ceci indique un défaut dans la connexion entre le DAU de l'avion et le téléchargeur.
 - (b) Le voyant LOW BATTERY s'allume. Ceci indique que les batteries dans le téléchargeur ont besoin d'être rechargées. Recharger les batteries avant de

50 seconds for the FLDR TEST IN PROGRESS light to extinguish.

- (c) Illumination of FLDR FAULT light during FLDR test indicates a DAU BIT fault. Continue with download procedure to retrieve flight data and diagnostic file. The DAU BIT fault can be diagnosed from file contents.
- (d) Continue download procedure when FLDR TEST COMPLETE READY TO DOWNLOAD light illuminates.
- (e) Press PUSH TO START DOWNLOAD button. The FLDR TEST COMPLETE READY TO DOWNLOAD light will extinguish. The DOWNLOAD IN PROGRESS light will illuminate while downloading is in progress, then will blink when it erases the data.

NOTE

Illumination of the INSUFFICIENT MEMORY LIGHT after pushing PUSH TO START DOWNLOAD button indicates that there is insufficient free memory in the downloader to hold the DAU flight data. Transfer downloader data to GRDU before attempting to download DAU.

- (f) Wait for DOWNLOAD COMPLETE light to illuminate. The downloader now contains data from aircraft DAU, and this data can be uploaded to programmer or GRDU.
- (g) Ensure memory indicators on the aircraft DAU show white, indicating a successful data download.
- (h) Turn power switch on downloader to centre (OFF) position.
- (i) Disconnect WG1 cable from aircraft DAU J3R connector and downloader FLDR connector.

poursuivre. Attendre environ 50 secondes pour que le voyant FLDR TEST IN PROGRESS s'éteigne.

- (c) Le voyant FLDR FAULT s'allume pendant l'essai FLDR, ce qui indique un défaut de BIT du DAU. Continuer la procédure de téléchargement pour récupérer les données de vol et le fichier de diagnostic. Le défaut de BIT du DAU peut être diagnostiqué à partir du contenu du fichier.
- (d) Continuer la procédure de téléchargement lorsque le voyant FLDR TEST COMPLETE READY TO DOWNLOAD s'allume.
- (e) Appuyer sur le bouton PUSH TO START DOWNLOAD. Le voyant FLDR TEST COMPLETE READY TO DOWNLOAD s'éteindra. Le voyant DOWNLOAD IN PROGRESS s'allumera pendant que le téléchargement est en cours, puis clignotera pendant l'effacement des données.

NOTA

Si le voyant INSUFFICIENT MEMORY s'allume après qu'on a appuyé sur le bouton PUSH TO START DOWNLOAD, ceci indique qu'il n'y a pas assez de mémoire libre dans le téléchargeur pour conserver les données de vol du DAU. Transférer les données du téléchargeur au GRDU avant d'essayer de télécharger le DAU.

- (f) Attendre que le voyant DOWNLOAD COMPLETE s'allume. Le téléchargeur contient maintenant les données du DAU de l'avion, et ces données peuvent être téléchargées au programmeur ou au GRDU.
- (g) S'assurer que les indicateurs de mémoire sur le DAU de l'avion montrent du blanc, ce qui indique la réussite du téléchargement des données.
- (h) Régler l'interrupteur d'alimentation sur le téléchargeur à la position du centre (OFF).
- (i) Débrancher le câble WG1 du connecteur J3R du DAU de l'avion et du connecteur FLDR du téléchargeur.

- (j) Install DAU J3R connector cap, and secure access panel.

c. **Downloader to Programmer Mode.** Using this mode, data is transferred from aircraft DAU to programmer through downloader. This mode does not require aircraft power to be applied. Power for transfer of data from DAU to programmer is provided by downloader's internal batteries.

- d. For downloader to programmer mode, proceed as follows:

NOTE

The downloader differentiates between programmer and downloader functions by automatically detecting the cables which are attached to the unit. If the downloader is not operating properly, or if the cables are not connected properly, data may be lost due to an inadvertent download.

- (1) Turn power switch on downloader to left (DOWNLOAD FLDR) position. The red POWER ON light will illuminate. Perform downloader test by pressing orange button (press-to-test downloader). The green (pass) light and red (fail) light will blink simultaneously indicating that downloader is performing it's internal test.

- (a) If green light remains on, continue with downloading.

- (b) If red light remains on, there is a fault with downloader and unit should not be used until fault is rectified.

- (2) Connect WG1 cable to downloader FLDR connector and to aircraft DAU J3R connector.

- (3) Connect WG2 cable to downloader TRANSCRIBER connector and to programmer COM 1 serial port.

- (4) Turn power switch on downloader to left (DOWNLOAD FLDR) position. The red

- (j) Installer le capuchon du connecteur J3R du DAU, puis fixer le panneau d'accès.

c. **Mode téléchargeur à programmeur.** Dans ce mode, les données sont transférées du DAU de l'avion au programmeur, par l'entremise du téléchargeur. Ce mode ne nécessite pas que l'alimentation de l'avion soit appliquée. L'alimentation nécessaire au transfert des données du DAU au programmeur est fournie par les batteries internes du téléchargeur.

- d. En mode téléchargeur à programmeur, procéder comme suit :

NOTA

Le téléchargeur fait la différence entre les fonctions du programmeur et du téléchargeur en détectant automatiquement les câbles qui sont raccordés à l'appareil. Si le téléchargeur ne fonctionne pas correctement, ou si les câbles ne sont pas raccordés correctement, les données peuvent être perdues en raison d'un téléchargement par inadvertance.

- (1) Régler l'interrupteur d'alimentation sur le téléchargeur à la position de gauche (DOWNLOADER FLDR). Le voyant rouge POWER ON s'allumera. Effectuer l'essai du téléchargeur en appuyant sur le bouton orange (appuyer pour essai du téléchargeur). Les voyants vert (réussite) et rouge (échec) clignoteront simultanément pour indiquer que le téléchargeur exécute son essai interne.

- (a) Si le voyant vert demeure allumé, continuer le téléchargement.

- (b) Si le voyant rouge demeure allumé, le téléchargeur présente un défaut et l'appareil ne doit pas être utilisé avant que le défaut ne soit corrigé.

- (2) Brancher le câble WG1 au connecteur FLDR du téléchargeur et au connecteur J3R du DAU de l'avion.

- (3) Brancher le câble WG2 au connecteur TRANSCRIBER du téléchargeur et au port série COM 1 du programmeur.

- (4) Régler l'interrupteur d'alimentation sur le téléchargeur à la position de gauche

POWER ON light will illuminate. A downloader fault will be indicated by the following:

- (a) Illumination of INTERCONNECT FAULT light. This indicates a fault in connection between aircraft DAU and downloader.
- (b) Illumination of LOW BATTERY light. This indicates that batteries in downloader require recharging. Recharge batteries before proceeding.
- (c) Illumination of FLDR FAULT light during FLDR test indicates a DAU BIT fault. Continue with download procedure to retrieve flight data and diagnostic file. The DAU BIT fault can be diagnosed from file contents.

NOTE

Program updates may have different directory names, therefore it is recommended that a directory named "ELAPSPRO" be created under the "C:\\" prompt. Copy the Elapspro software (*.exe) under the "C:\ELAPSPRO" directory and rename it "ELAPSPRO.exe".

- (5) Turn programmer ON and, using ELAPSPRO software, download aircraft DAU using one of the following two methods:
 - (a) With programmer running Windows, select ELAPSPRO icon.
 - (b) With programmer running in DOS, at C: prompt, type DC ELAPSPRO. Then type ELAPSPRO<space>/DOWNLOADER<space>/MOOG and press ENTER.

NOTE

To start the laptop in DOS mode, either press the F8 key during initial bootup and select the "DOS PROMPT" or after Windows has completed loading, select "Start Menu", "Shut down" and select "Restart in MS-DOS mode?".

(DOWNLOADER FLDR). Le voyant rouge POWER ON s'allumera. Un défaut du téléchargeur sera indiqué comme suit :

- (a) Le voyant INTERCONNECT FAULT s'allume. Ceci indique un défaut dans la connexion entre le DAU de l'avion et le téléchargeur.
- (b) Le voyant LOW BATTERIES s'allume. Ceci indique que les batteries dans le téléchargeur ont besoin d'être rechargées. Recharger les batteries avant de poursuivre.
- (c) Le voyant FLDR FAULT s'allume pendant l'essai FLDR, ce qui indique un défaut de BIT du DAU. Continuer la procédure de téléchargement pour récupérer les données de vol et le fichier de diagnostic. Le défaut de BIT du DAU peut être diagnostiqué à partir du contenu du fichier.

NOTA

Les mises à jour du programme peuvent porter différents noms de répertoire. Il est donc recommandé de créer un répertoire nommé "ELAPSPRO" au message de commande "C:\\". Copier le fichier exécutable (*.exe) du logiciel Elapspro dans le répertoire "C:\ELAPSPRO", puis le renommer "ELAPSPRO.exe".

- (5) Mettre le programmeur à ON et, en utilisant le logiciel ELAPSPRO, télécharger le DAU de l'avion par une des deux méthodes suivantes :
 - (a) Pendant que le programmeur fonctionne sous Windows, sélectionner l'icône ELAPSPRO.
 - (b) Pendant que le programmeur fonctionne sous DOS, au message de commande C: entrer DC ELAPSPRO. Entrer ensuite ELAPSPRO<espace>/DOWNLOADER<espace>/MOOG et appuyer sur ENTER.

NOTA

Pour démarrer l'ordinateur portatif en mode DOS, enfoncer la touche F8 pendant l'initialisation et sélectionner "DOS PROMPT" ou, une fois que Windows est complètement chargé, sélectionner "Start Menu", "Shut Down", puis "Restart in MS-DOS mode?".

- | | |
|---|---|
| <p>(6) Select ON from POWER menu in ELAPSPRO software. This applies power to aircraft DAU.</p> <p>(7) Download aircraft DAU to programmer (refer to C-16-B96-000/MS-002).</p> <p>(8) Select OFF from POWER menu in ELAPSPRO software, and exit ELAPSPRO software.</p> <p>(9) Ensure memory indicators on DAU show white, indicating a successful data download.</p> <p>(10) Select downloader POWER switch to centre (OFF) position.</p> <p>(11) Turn programmer off.</p> <p>(12) Disconnect WG2 cable from downloader TRANSCRIBER connector and programmer COM 1 serial port.</p> <p>(13) Disconnect WG1 cable from aircraft DAU J3R connector and downloader FLDR connector.</p> <p>(14) Install DAU J3R connector cap, and secure access panel.</p> <p>e. Programmer Direct Mode. Using this mode, data is transferred from aircraft DAU directly to programmer. This mode requires that aircraft power be applied. Power for transfer of data from DAU to programmer is provided by aircraft DAU from aircraft power bus.</p> <p>f. For programmer direct mode downloading, proceed as follows:</p> <p>g. Connect RS-232 cable including RS-232 to RS-422 converter to aircraft DAU and programmer, as follows:</p> <p>(a) Connect P3R cable to J3R DAU connection.</p> <p>(b) Disconnect power supply cable from J2R DAU connection.</p> <p>(c) Connect P2RR cable to J2R DAU connection and J2RR cable to P2R cable.</p> | <p>(6) Sélectionner ON à partir du menu POWER dans le logiciel ELAPSPRO. Ceci applique l'alimentation au DAU de l'avion.</p> <p>(7) Télécharger le DAU de l'avion au programmeur (se reporter à C-16-B96-000/MS-002).</p> <p>(8) Sélectionner OFF à partir du menu POWER dans le logiciel ELAPSPRO, puis sortir du logiciel ELAPSPRO.</p> <p>(9) S'assurer que les indicateurs de mémoire sur le DAU montrent du blanc, ce qui indique la réussite du téléchargement des données.</p> <p>(10) Régler l'interrupteur POWER du téléchargeur à la position du centre (OFF).</p> <p>(11) Arrêter le programmeur.</p> <p>(12) Débrancher le câble WG2 du connecteur TRANSCRIBER du téléchargeur et du port série COM 1 du programmeur.</p> <p>(13) Débrancher le câble WG1 du connecteur J3R du DAU de l'avion et du connecteur FLDR du téléchargeur.</p> <p>(14) Installer le capuchon du connecteur J3R du DAU, puis fixer le panneau d'accès.</p> <p>e. Mode direct programmeur. Dans ce mode, les données sont transférées directement du DAU de l'avion au programmeur. Ce mode nécessite que l'alimentation de l'avion soit appliquée. L'alimentation nécessaire au transfert des données du DAU au programmeur est fournie par le DAU de l'avion et provient du bus d'alimentation de l'avion.</p> <p>f. Pour le téléchargement en mode direct programmeur, procéder comme suit :</p> <p>g. Brancher un câble RS-232, incluant un convertisseur RS-232 à RS-422, au DAU de l'avion et au programmeur, comme suit :</p> <p>(a) Brancher le câble P3R à la connexion J3R du DAU.</p> <p>(b) Débrancher le câble d'alimentation à la connexion J2R du DAU.</p> <p>(c) Brancher le câble P2RR à la connexion J2R du DAU et le câble J2RR au câble P2R.</p> |
|---|---|

- (d) Connect converter cable to programmer COM 1 serial port.
- (1) Apply power to aircraft 28 Vdc bus (refer to [C-12-114-0F0/MF-001](#)).

NOTE

Program updates may have different directory names, therefore it is recommended that a directory named "ELAPSPRO" be created under the "C:\\" prompt. Copy the Elapspro software (*.exe) under the "C:\ELAPSPRO" directory and rename it "ELAPSPRO.exe".

- (2) Apply power to programmer and using ELAPSPRO software, download aircraft DAU using one of the following two methods:
 - (a) With programmer running Windows, select ELAPSPRO icon.
 - (b) With programmer running in DOS, at C: prompt, type CD ELAPSPRO<space>/DIRECT<space>/MOOG and press the ENTER key.

NOTE

To start the laptop in DOS mode, either press the F8 key during initial bootup and select the "DOS PROMPT" or after Windows has completed loading, select "Start Menu", "Shut down" and select "Restart in MS-DOS mode?".

- (3) Download aircraft DAU to programmer (refer to [C-16-B96-000/MS-002](#)).
- (4) Exit ELAPSPRO software.
- (5) Ensure memory full indicators on aircraft DAU show white, indicating a successful data download.
- (6) Turn programmer off.
- (7) Remove power from aircraft 28 Vdc bus (refer to [C-12-114-0F0/MF-001](#)).

- (d) Brancher le câble du convertisseur au port série COM 1 du programmeur.

- (1) Appliquer l'alimentation au bus 28 V c.c. de l'avion (se reporter à [C-12-114-0F0/MF-001](#)).

NOTA

Les mises à jour du programme peuvent porter différents noms de répertoire. Il est donc recommandé de créer un répertoire nommé "ELAPSPRO" au message de commande "C:\\". Copier le fichier exécutable (*.exe) du logiciel Elapspro dans le répertoire "C:\ELAPSPRO", puis le renommer "ELAPSPRO.exe".

- (2) Appliquer l'alimentation au programmeur et, en utilisant le logiciel ELAPSPRO, télécharger le DAU de l'avion par une des deux méthodes suivantes :
 - (a) Pendant que le programmeur fonctionne sous Windows, sélectionner l'icône ELAPSPRO.
 - (b) Pendant que le programmeur fonctionne sous DOS, au message de commande C: entrer CD ELAPSPRO<espace>/DIRECT<espace>/MOOG et appuyer sur ENTER.

NOTA

Pour démarrer l'ordinateur portable en mode DOS, enfoncer la touche F8 pendant l'initialisation et sélectionner "DOS PROMPT" ou, une fois que Windows est complètement chargé, sélectionner "Start Menu", "Shut Down", puis "Restart in MS-DOS mode?".

- (3) Télécharger le DAU de l'avion au programmeur (se reporter à [C-16-B96-000/MS-002](#)).
- (4) Sortir du logiciel ELAPSPRO.
- (5) S'assurer que les indicateurs de mémoire pleine sur le DAU de l'avion montrent du blanc, ce qui indique la réussite du téléchargement des données.
- (6) Arrêter le programmeur.
- (7) Couper l'alimentation au bus 28 V c.c. de l'avion (se reporter à [C-12-114-0F0/MF-001](#)).

- (8) Disconnect cable and adaptor from aircraft DAU and programmer.

DAU PARAMETER PROGRAMMING

23. Using programmer and ELAPSPRO software, with downloader as a power source, or programmer and interface cable, DAU parameters may be initialized, verified or reconfigured, as follows:

- a. Connect to aircraft DAU using downloader to programmer mode (refer to [Paragraph 22.c.](#)) or programmer direct mode (refer to [Paragraph 22.e.](#)).
- b. Apply power to programmer.

NOTE

The DAU software program may be aircraft specific and is provided by Bombardier ASIP (Aircraft Structural Integrity Program).

NOTE

Program updates may have different directory names, therefore it is recommended that a directory named "ELAPSPRO" be created under the "C:\\" prompt. Copy the Elapspro software (*.exe) under the "C:\ELAPSPRO" directory and rename it "ELAPSPRO.exe".

- c. From DOS C: prompt, type CD ELAPSPRO and press ENTER. If using programmer direct mode, type ELAPSPRO<space>/DOWNLOADER<space>/WRITE<space>/MOOG and press ENTER.

NOTE

To start the laptop in DOS mode, either press the F8 key during initial bootup and select the "DOS PROMPT" or after Windows has completed loading, select "Start Menu", "Shut down" and select "Restart in MS-DOS mode?".

- d. Modify or program recording parameters (refer to C-16-B96-000/MS-002).

- (8) Débrancher le câble et l'adaptateur au DAU de l'avion et au programmeur.

PROGRAMMATION DES PARAMÈTRES DU DAU

23. En utilisant le programmeur et le logiciel ELAPSPRO, et en se servant du téléchargeur comme source d'alimentation, ou du programmeur et du câble d'interface, on peut initialiser, vérifier ou reconfigurer les paramètres du DAU comme suit :

- a. Se raccorder au DAU de l'avion en mode téléchargeur à programmeur (se reporter au [paragraphe 22.c.](#)) ou en mode direct programmeur (se reporter au [paragraphe 22.e.](#)).
- b. Appliquer l'alimentation au programmeur.

NOTA

Le logiciel du DAU peut être particulier à un avion. Il est fourni par le groupe ASIP (programme de vérification de la résistance structurelle des aéronefs) de Bombardier.

NOTA

Les mises à jour du programme peuvent porter différents noms de répertoire. Il est donc recommandé de créer un répertoire nommé "ELAPSPRO" au message de commande "C:\\". Copier le fichier exécutable (*.exe) du logiciel Elapspro dans le répertoire "C:\ELAPSPRO", puis le renommer "ELAPSPRO.exe".

- c. Au message de commande DOS C: entrer CD ELAPSPRO et appuyer sur ENTER. Si on utilise le mode direct programmeur, entrer ELAPSPRO<espace>/DOWNLOADER<espace>/WRITE<espace>/MOOG et appuyer sur ENTER.

NOTA

Pour démarrer l'ordinateur portatif en mode DOS, enfoncer la touche F8 pendant l'initialisation et sélectionner "DOS PROMPT" ou, une fois que Windows est complètement chargé, sélectionner "Start Menu", "Shut Down", puis "Restart in MS-DOS mode?".

- d. Modifier ou programmer les paramètres d'enregistrement (se reporter à C-16-B96-000/MS-002).

- e. For CT114 DAU channel configuration parameters, refer to [Figure 5-8](#).
- f. To correct programming difficulties, a channel reset may be accomplished as follows:
 - (1) Using ELAPSPRO, go in SETUP and then in CHANNEL READINGS.
 - (2) Type the letter "S" for set, followed by the channel number (with preceding 0, i.e. 02 for example). Enter the desired baseline value for the applicable channel.
 - (3) The baseline values for the CT114 are:
 - (a) Channel 1 (Nz): 1 G
 - (b) Channel 2 (Altitude): 0 psia (or feet)
 - (c) Channel 3 (Airspeed): 0 psid (or knots)
 - (d) Channel 4 (Strain4): 0 ustr
 - (e) Channel 5 (Roll Rate): 0 dsec
 - (f) Channel 6 (Strain1): 0 ustr
 - (g) Channel 7 (Strain2): 0 ustr
 - (h) Channel 8 (Strain3): 0 ustr
- g. Exit ELAPSPRO software, and turn programmer off.
- h. If using downloader to programmer mode, turn power switch on downloader to centre (OFF) position, disconnect WG1 and WG2 cables and secure access panel.

BIT FAILURE INDICATION

- 24. If OLM system is properly configured, DAU BIT indicator will provide maintenance personnel with a fault warning when a major system problem is present.
- 25. Data management software can display individual BIT failure following a data download to programmer. The BIT failures will be displayed by the

- e. Pour ce qui est des paramètres de configuration des voies du DAU du CT114, voir la [figure 5-8](#).
- f. Pour venir à bout de difficultés liées à la programmation, on peut réinitialiser les voies de la façon suivante:
 - (1) À partir du logiciel ELAPSPRO, choisir SETUP, puis CHANNEL READINGS.
 - (2) Entrer la lettre "S" (pour Set ou configurer), puis le numéro de la voie (en incluant le suffixe 0; 02 par exemple). Entrer la valeur de base voulue pour la voie en question:
 - (3) Dans le cas du CT114, les valeurs de base des voies sont les suivants:
 - (a) Voie 1 (NZ): 1G
 - (b) Voie 2 (altitude): 0 lb/po² abs. (ou pieds)
 - (c) Voie 3 (vitesse): 0 lb/po² diff. (ou noeuds)
 - (d) Voie 4 (contrainte 4): 0 µcontr
 - (e) Voie 5 (vitesse angulaire de roulis): 0 d/s
 - (f) Voie 6 (contrainte 1): 0 µcontr
 - (g) Voie 7 (contrainte 2): 0 µcontr
 - (h) Voie 8 (contrainte 3): 0 µcontr
- g. Sortir du logiciel ELAPSPRO, puis arrêter le programmeur.
- h. Si on utilise le mode téléchargeur à programmeur, régler l'interrupteur d'alimentation sur le téléchargeur à la position du centre (OFF), débrancher les câbles WG1 et WG2, puis fixer le panneau d'accès.

INDICATION D'ÉCHEC DE BIT

- 24. Si le système OLM est configuré correctement, l'indicateur de BIT du DAU fournira au personnel de maintenance une alarme de défaut lorsqu'un problème majeur du système se produit.
- 25. Le logiciel de gestion de données peut afficher un échec de BIT individuel après un téléchargement de données au programmeur. Les échecs de BIT

CH #	ID	Units	DAC Offset (bits)	AD Null (bits)	AD Offset (bits)	Pos F.R. (bits)	Neg F.R. (bits)	Trigger Bitmat	Corner Freq. (Hz)	Trigger	Gate	Scale Factor	Fine Gain (bits)	Course Gain (bits)	Resolution (bits)	Skip Factor	Spike Test	Spike Limit (bits)	Chatter Test	Load Test	Activity Level (bits)
1	Nz	GS	128	-19	2048	2742	1728	00FF	15	ON	1.0 GS	0.013 GS/bit	170	0	8	1	ON	1000	OFF	OFF	2000
2	Altitude	FEET	128	49	2048	3049	2036	00FF	15	OFF	0.15 psia	0.015 psia/bit	131	0	10	1	ON	1000	OFF	OFF	2000
3	Airspeed	KNOT	128	-30	2048	3045	2036	00FF	15	OFF	0.09 psid	0.009 psid/bit	113	0	8	1	ON	1000	OFF	OFF	2000
4	Strain4	μSTR	128	-29	2048	2545	1539	00FF	15	ON	200 μSTR	1.51 μstr/bit	52	2	8	1	ON	1000	OFF	ON	2000
5	Roll Rate	DSEC	128	-23	2048	4070	14	00FF	15	ON	25 DSEC	0.124 dsec/bit	81	0	8	1	ON	1000	OFF	OFF	2000
6	Strain1	μSTR	128	46	2048	2550	1534	00FF	15	ON	150 μSTR	2.59 μstr/bit	89	2	8	1	ON	1000	OFF	ON	2000
7	Strain2	μSTR	128	-33	2048	2704	1391	00FF	15	ON	250 μSTR	2.59 μstr/bit	89	2	8	1	ON	1000	OFF	ON	2000
8	Strain3	μSTR	128	-1	2048	2074	1391	00FF	15	ON	250 μSTR	2.59 μstr/bit	89	2	8	1	ON	1000	OFF	ON	2000
<div>NOTES</div> <div>1. Numbers in shaded areas are calculated by the DAU. These numbers change each time a channel reset is performed.</div> <div>2. When entering the parameter value ensure the proper limits are displayed (see table heading for the parameter units).</div> <div>LEGEND</div> <div>Pos. F.R. : Positive Full Range</div> <div>Neg. F. R.: Negative Full Range</div> <div>μSTR : Micro-Strain</div> <div>DSEC : Degree per Second</div> <div>PSIA : Pounds per Square Inch Absolute</div> <div>PSID : Pounds per Square Inch Differential</div>																					

Figure 5-8 DAU Channel Configuration Parameters

Voie N°	Désignation	Unité	Décal. DAC (bits)	Nulle AD (bits)	Décal. AD (bits)	Max. pos. (bits)	Max. nég. (bits)	Déclench. matr. bin.	Fréq. de coude (Hz)	Déclench.	Porte	Échelle	Gain précis (bits)	Gain approx. (bits)	Résolution (bits)	Facteur de saut	Essai de pointe	Limite de pointe (bits)	Essai d'interférence	Essai de charge	Niveau d'activité (bits)
1	Nz	GS	128	-19	2048	2742	1728	00FF	15	ON	1.0 GS	0.013 GS/bit	170	0	8	1	ON	1000	OFF	OFF	2000
2	Altitude	pied	128	49	2048	3049	2036	00FF	15	OFF	0.15 lb/po ² abs.	0.015 lb/po ² abs./bit	131	0	10	1	ON	1000	OFF	OFF	2000
3	Vitesse	noeud	128	-30	2048	3045	2036	00FF	15	OFF	0.09 lb/po ² diff.	0.009 lb/po ² diff./bit	113	0	8	1	ON	1000	OFF	OFF	2000
4	Contrainte #4	µcntr	128	-29	2048	2545	1539	00FF	15	ON	200 µcontr	1.51 µcontr/bit	52	2	8	1	ON	1000	OFF	ON	2000
5	Vit. ang. de roulis	d/s	128	-23	2048	4070	14	00FF	15	ON	25 d/s	0.124 d/s/bit	81	0	8	1	ON	1000	OFF	OFF	2000
6	Contrainte #1	µcontr	128	46	2048	2550	1534	00FF	15	ON	150 µcontr	2.59 µcontr/bit	89	2	8	1	ON	1000	OFF	ON	2000
7	Contrainte #2	µcontr	128	-33	2048	2704	1391	00FF	15	ON	250 µcontr	2.59 µcontr/bit	89	2	8	1	ON	1000	OFF	ON	2000
8	Contrainte #3	µcontr	128	-1	2048	2074	1391	00FF	15	ON	250 µcontr	2.59 µcontr/bit	89	2	8	1	ON	1000	OFF	ON	2000

NOTA

1. Les valeurs dans les zones ombrées sont calculées par le DAU. Ces valeurs changent chaque fois qu'une voie est réinitialisée.
2. Lorsqu'on entre la valeur d'un paramètre, s'assurer que les limites appropriées sont affichées (se reporter aux en-têtes du tableau pour connaître les unités de mesure des paramètres).

LÉGENDE

- Max. pos. : valeur maximale positive de la plage
- Max. nég. : valeur maximale négative de la plage
- µcontr : microcontrainte
- d/s : degrés par seconde
- lb/po² abs. : pression absolue en livres par pouce carré
- lb/po² diff. : pression différentielle en livres par pouce carré

programmer with channel and type of failure. See [Figure 5-9](#) for specific channel and component identification.

26. Fault isolation can be accomplished by comparing failure type and channel information with the troubleshooting chart (see [Figure 5-10](#)), and carrying out the recommended actions.

-EXAMPLES-

1. DAU indicates a BIT failure. Download DAU to programmer. The data management software shows a load failure on CH 4. This indicates a possible failure of strain gauge 4. See [Figure 5-10](#) for load failures troubleshooting. Perform zero test and offset test with programmer to eliminate DAU as a possible cause of failure. If strain gauge is isolated as source of failure, switch to back-up gauge (refer to [Paragraph 33](#)). Repair or replace number 4 primary strain gauge as soon as possible (refer to [Paragraph 34 to 42](#)). After repair or replacement, switch back to primary gauge.
2. DAU indicates a BIT failure. Download DAU to programmer. The data management software shows a No Channel Reading failure on CH 2. This indicates a possible failure of the pressure transducer module. See [Figure 5-10](#) for No Channel Readings troubleshooting. Perform zero and offset test (a load test would be required only on a strain gauge channel) to eliminate DAU as a possible cause to failure. If pressure transducer module is isolated as source of failure, remove it and replace with a serviceable item (refer to [Paragraphs 29 and 30](#)).

RATE TRANSDUCER ASSEMBLY REMOVAL

27. To remove rate transducer assembly, proceed as follows:

seront affichés par le programmeur et incluront la voie et le type de la panne. Voir la [figure 5-9](#) pour l'identification de la voie et du composant spécifiques.

26. On peut effectuer le repérage de panne en comparant les renseignements de type et de voie de la panne avec le tableau de dépannage (voir [figure 5-10](#)), puis en exécutant les actions recommandées.

-EXEMPLES-

1. Le DAU indique un échec de BIT. Télécharger le DAU au programmeur. Le logiciel de gestion de données indique une panne de charge sur CH 4. Ceci indique une panne possible de la jauge de contrainte 4. Voir la [figure 5-10](#) pour le dépannage des pannes de charge. Effectuer l'essai de zéro et l'essai de décalage à l'aide du programmeur pour éliminer le DAU comme cause possible de la panne. Si on détermine que la jauge de contrainte est la source de la panne, commuter à la jauge de secours (se reporter au [paragraphe 33](#)). Réparer ou remplacer la jauge de contrainte principale numéro 4 dès que possible (se reporter aux [paragraphe 34 à 42](#)). Après la réparation ou le remplacement, commuter de nouveau à la jauge principale.
2. Le DAU indique un échec de BIT. Télécharger le DAU au programmeur. Le logiciel de gestion de données indique une panne de lecture de voie sur CH 2. Ceci indique une panne possible du module transducteur de pression. Voir la [figure 5-10](#) pour le dépannage des pannes de lecture de voie. Effectuer l'essai de zéro et de décalage (un essai de charge serait nécessaire seulement sur une voie de jauge de contrainte) pour éliminer le DAU comme cause possible de la panne. Si on détermine que le module transducteur de pression est la source de la panne, le déposer et le remplacer par un article utilisable (se reporter aux [paragraphe 29 et 30](#)).

DÉPOSE DE L'ENSEMBLE TRANSDUCTEUR DE VITESSE

27. Pour déposer l'ensemble transducteur de vitesse, procéder comme suit :

Channel No. Voie N°	Function Fonction	OLM Component Composant du Système OLM
CH 1	Nz Nz	Rate Transducer Assembly Ensemble transducteur de vitesse
CH 2	Altitude Altitude	Pressure Transducer Module Module transducteur de pression
CH 3	Airspeed Vitesse	Pressure Transducer Module Module transducteur de pression
CH 4	Strain 4 Contrainte 4	Strain Gauge 077P (Primary) or 078P (Back-up) Jauge de contrainte 077P (principale) ou 078P (de secours)
CH 5	Roll Rate Vitesse angulaire de roulis	Rate Transducer Assembly Ensemble transducteur de vitesse
CH 6	Strain 1 Contrainte 1	Strain Gauge AFL1 (Primary) or AFL2 (Back-up) Jauge de contrainte AFL1 (principale) ou AFL2 (de secours)
CH 7	Strain 2 Contrainte 2	Strain Gauge VSTS1 (Primary) or VSTS2 (Back-up) Jauge de contrainte VSTS1 (principale) ou VSTS2 (de secours)
CH 8	Strain 3 Contrainte 3	Strain Gauge VSTP1 (Primary) or VSTP2 (Back-up) Jauge de contrainte VSTP1 (principale) ou VSTP2 (de secours)

Figure 5-9 DAU Channel Identification
Figure 5-9 Identification des voies du DAU

BIT Failure Type Type d'échec de BIT	Recommended Action Action recommandée
Data Memory Check Vérification de mémoire de données	Remove and replace DAU. Déposer et remplacer le DAU.
Digital Transmission Check Vérification de transmission numérique	Remove and replace DAU. Déposer et remplacer le DAU.
Data Activity Test Essai d'activité de données	Perform Zero Test, Offset Test and Load Test to isolate the failure to WRA. Effectuer l'essai de zéro, l'essai de décalage et l'essai de charge pour attribuer la panne à un WRA.
Processors on Test Essai de processeurs sous tension	Remove and replace DAU. Déposer et remplacer le DAU.
Power Supply Test Essai de source d'alimentation	Perform Zero Test, Offset Test and Load Test to isolate the failure to WRA. Effectuer l'essai de zéro, l'essai de décalage et l'essai de charge pour attribuer la panne à un WRA.
System Memory Pattern Test Essai de modèle de mémoire de système	Remove and replace DAU. Déposer et remplacer le DAU.
Checksum Test Essai de somme de vérification	Remove and replace DAU. Déposer et remplacer le DAU.
Real-time Clock Test Essai d'horloge temps réel	Replace clock battery. Reset clock time and date and recheck the clock. Remplacer la batterie de l'horloge. Régler de nouveau l'heure et la date de l'horloge et revérifier l'horloge.
Offset Test Essai de décalage	Remove and replace DAU. Déposer et remplacer le DAU.

Figure 5-10 (Sheet 1 of 2) DAU Troubleshooting
Figure 5-10 (feuille 1 de 2) Dépannage du DAU

BIT Failure Type Type d'échec de BIT	Recommended Action Action Recommandée
Load Test Essai de charge	<p>Perform Zero Test and offset Test to isolate the failure to WRA. If the failure is in strain gauge module then switch to the back-up gauge. Repair and replace primary gauge as soon as possible and then switch back to the primary location.</p> <p>Effectuer l'essai de zéro et l'essai de décalage pour attribuer la panne à un WRA. Si la panne se situe dans le module de jauge de contrainte, commuter à la jauge de secours. Réparer et remettre en place la jauge principale dès que possible, puis commuter de nouveau à la jauge principale.</p>
Zero Test Essai de zéro	<p>Remove and replace DAU.</p> <p>Déposer et remplacer le DAU.</p>
No Channel Reading Aucune lecture de voie	<p>Perform Zero Test, Offset Test and Load Test to isolate the failure to WRA.</p> <p>Effectuer l'essai de zéro, l'essai de décalage et l'essai de charge pour attribuer la panne à un WRA.</p>

Figure 5-10 (Sheet 2 of 2) DAU Troubleshooting
 Figure 5-10 (feuille 2 de 2) Dépannage du DAU

- a. Gain access to external circuit-breaker panel by removing panel 15-11 (refer to [C-12-114-000/MF-001](#)). Open LMS WOW and LMS DC circuit-breakers.
- b. Gain access to rate transducer assembly in centre fuselage by removing access panel 15-42 (refer to [C-12-114-000/MF-001](#)).
- c. Disconnect plug P2T from transducer assembly.
- d. Remove the four screws and washers from transducer assembly, and remove transducer from aircraft.

RATE TRANSDUCER ASSEMBLY INSTALLATION

28. To install rated transducer assembly, proceed as follows:



The rate transducer assembly must be properly oriented on installation. The electrical connectors shall face the LH side of the aircraft.

- a. Reverse procedure of [Paragraph 27](#), and close LMS WOW and LMS DC circuit-breakers. Ensure access panels are secured.
- b. Perform a power-on BIT.

PRESSURE TRANSDUCER MODULE REMOVAL

29. To remove pressure transducer module, proceed as follows:

- a. Gain access to external circuit-breaker panel by removing panel 15-11 (refer to [C-12-114-000/MF-001](#)). Open LMS WOW and LMS DC circuit-breakers.
- b. Gain access to pressure transducer module in RH wing luggage compartment by opening personal storage door 9-29 (refer to [C-12-114-000/MF-001](#)) and removing tray liner.
- c. Disconnect plug P1T from pressure transducer module.

- a. Accéder au panneau disjoncteurs externe en retirant le panneau 15-11 (se reporter à [C-12-114-000/MF-001](#)). Désenclencher les disjoncteurs LMS WOW et LMS DC.
- b. Accéder à l'ensemble transducteur de vitesse, dans le fuselage central, en retirant le panneau d'accès 15-42 (se reporter à [C-12-114-000/MF-001](#)).
- c. Débrancher la fiche P2T de l'ensemble transducteur.
- d. Retirer les quatre vis et rondelles de l'ensemble transducteur, puis retirer le transducteur de l'avion.

POSE DE L'ENSEMBLE TRANSDUCTEUR DE VITESSE

28. Pour poser l'ensemble transducteur de vitesse, procéder comme suit :



L'ensemble transducteur de vitesse doit être orienté correctement lors de la pose. Les connecteurs électriques doivent faire face au côté gauche de l'avion.

- a. Inverser la procédure décrite au [paragraphe 27](#), puis enclencher les disjoncteurs LMS WOW et LMS DC. S'assurer que les panneaux d'accès sont fixés.
- b. Effectuer un BIT de mise sous tension.

DÉPOSE DU MODULE TRANSDUCTEUR DE PRESSION

29. Pour déposer le module transducteur de pression, procéder comme suit :

- a. Accéder au panneau disjoncteurs externe en retirant le panneau 15-11 (se reporter à [C-12-114-000/MF-001](#)). Désenclencher les disjoncteurs LMS WOW et LMS DC.
- b. Accéder au module transducteur de pression, dans le compartiment bagages de l'aile droite, en ouvrant la trappe de rangement personnel 9-29 (se reporter à [C-12-114-000/MF-001](#)) et en retirant la doublure du plateau.
- c. Débrancher la fiche P1T du module transducteur de pression.

- d. Disconnect pitot static lines from pressure transducer module.
- e. Cap static lines and transducer fittings to prevent entrance of foreign material.
- f. Remove the three screws and washers from transducer module, and remove transducer from aircraft.

PRESSURE TRANSDUCER MODULE INSTALLATION

30. To install pressure transducer module, proceed as follows:

- a. Reverse procedure of [Paragraph 29](#), and close LMS WOW and LMS DC circuit-breakers. Ensure access panel and door are secured.
- b. Perform a power-on BIT and a pitot static system functional and leak test (refer to [Part 3](#)).

DATA ACQUISITION UNIT (DAU) REMOVAL



If an aircraft is to be flown without the DAU installed, the LMS WOW and LMS DC circuit-breakers must be pulled and secured with tie-wraps to prevent inadvertent resetting. Failure to do so may result in damage to the OLM components.

31. To remove DAU, proceed as follows:

- a. Gain access to external circuit-breaker panel by removing panel 15-11 (refer to [C-12-114-000/MF-001](#)). Open LMS WOW and LMS DC circuit-breakers.
- b. Gain access to DAU in LH nose bay by opening panel 5-12 (refer to [C-12-114-000/MF-001](#)).
- c. Disconnect plugs P1R, P2R and P5R from DAU.

- d. Débrancher les conduites Pitot-statiques du module transducteur de pression.
- e. Capuchonner les conduites statiques et les raccords de transducteur pour empêcher l'entrée de matières étrangères.
- f. Retirer les trois vis et rondelles du module transducteur, puis retirer le transducteur de l'avion.

POSE DU MODULE TRANSDUCTEUR DE PRESSION

30. Pour poser le module transducteur de pression, procéder comme suit :

- a. Inverser la procédure décrite au [paragraphe 29](#), puis enclencher les disjoncteurs LMS WOW et LMS DC. S'assurer que le panneau et la trappe d'accès sont fixés.
- b. Effectuer un BIT de mise sous tension et un essai de fonctionnement et d'étanchéité du système Pitot-statique (se reporter à la [Partie 3](#)).

DÉPOSE DU BOÎTIER D'ACQUISITION DE DONNÉES (DAU)



Si un avion doit voler sans que le DAU soit installé, désenclencher les disjoncteurs LMS WOW et LMS DC et les verrouiller avec des attaches autobloquantes pour empêcher leur réenclenchement accidentel. Le non respect de cette mesure peut entraîner des dommages aux composants du système OLM.

31. Pour déposer le DAU, procéder comme suit :

- a. Accéder au panneau disjoncteurs externe en retirant le panneau 15-11 (se reporter à [C-12-114-000/MF-001](#)). Désenclencher les disjoncteurs LMS WOW et LMS DC.
- b. Accéder au DAU, dans le compartiment avant gauche, en ouvrant le panneau 5-12 (se reporter à [C-12-114-000/MF-001](#)).
- c. Débrancher les fiches P1R, P2R et P5R du DAU.

- d. Undo the two fasteners on mounting tray, and slide DAU free from mounting tray.

DATA ACQUISITION UNIT (DAU) INSTALLATION

- 32. To install DAU, proceed as follows:
 - a. Reverse procedure of [Paragraph 31](#), and close LMS WOW and LMS DC circuit-breakers. Ensure access panel and door are secured.
 - b. Perform functional test, using BIT indicator, or programmer and its ELAPSPRO software.

STRAIN GAUGES

- 33. If a strain gauge is faulty, gain access to gauge switch panel in RH nose compartment by removing panel 15-5 (refer to [C-12-114-000/MF-001](#)). Cut safety wire and switch to back-up gauge. Replace safety wire. The faulty gauge shall be replaced as soon as possible. Switch back to primary gauge after replacement.

NOTE

Replacement of strain gauges will normally be performed by contractor only. Contact NDHQ DAEPM DTA 3.

- 34. To remove faulty strain gauge, proceed as follows:
 - a. Scrape off strain gauge using a sharpened phenolic or plastic scraper.
 - b. Cut strain gauge leads at original wire splices.
- 35. Perform a resistance check and null offset check on replacement gauge prior to installation, as follows:

NOTES

- 1. Strain gauges shall remain in original package until just prior to application.
- 2. Wear clean latex gloves at all times while handling strain gauges, and

- d. Défaire les deux fixations sur le plateau de montage, puis faire glisser le DAU pour le dégager du plateau de montage.

POSE DU BOÎTIER D'ACQUISITION DE DONNÉES (DAU)

- 32. Pour poser le DAU, procéder comme suit :
 - a. Inverser la procédure décrite au [paragraphe 31](#), puis enclencher les disjoncteurs LMS WOW et LMS DC. S'assurer que le panneau et la trappe d'accès sont fixés.
 - b. Effectuer un essai de fonctionnement, en utilisant l'indicateur de BIT, ou le programmeur et son logiciel ELAPSPRO.

JAUGES DE CONTRAINTE

- 33. Si une jauge de contrainte est défectueuse, accéder au panneau de commutation des jauges, dans le compartiment avant droit, en retirant le panneau 15-5 (se reporter à [C-12-114-000/MF-001](#)). Couper le fil de sécurité et commuter à la jauge de secours. Remplacer le fil de sécurité. La jauge défectueuse doit être remplacée dès que possible. Commuter de nouveau à la jauge principale après le remplacement.

NOTA

Normalement, le remplacement des jauges de contrainte est effectué seulement par l'entrepreneur. Communiquer avec QGDN DPEAG DTA 3.

- 34. Pour déposer la jauge de contrainte défectueuse, procéder comme suit :
 - a. Gratter la jauge de contrainte en utilisant un grattoir aiguisé en résine phénolique ou en plastique.
 - b. Couper les conducteurs de la jauge de contrainte aux épissures des fils d'origine.
- 35. Effectuer une vérification de résistance et une vérification de décalage de position nulle sur la jauge de remplacement avant la pose, comme suit :

NOTA

- 1. Les jauges de contrainte doivent demeurer dans leur emballage d'origine jusqu'au moment de l'application.
- 2. Porter des gants propres de latex en tout temps pendant la manipulation

change gloves between operations. Do not touch mounting surface of gauge.

3. Replacement shall be performed with room temperature at or above 75 degrees F.
- a. **Resistance Check.** Connect red and yellow leads of strain gauge to an ohmmeter, and note resistance value. Repeat, connecting brown and orange leads to ohmmeter. Resistance values shall be $1000\Omega \pm 20$. Discard strain gauges with resistance values outside this range.
- b. **Null Offset Check.** Perform a null offset check as follows:
 - (1) Prepare a 0.25 inch (0.635 cm) thick aluminium plate, two by four inches (5.05 by 10.16 cm), as follows:

WARNING

Methyl ethyl ketone (MEK) Specification TT-M-261 (15-GP-52) is flammable and toxic to skin, eyes and respiratory tract. Skin and eye protection is required. Avoid repeated or prolonged contact. Good general ventilation is normally adequate. Keep away from open flames and other sources of ignition.

- (a) Degrease plate with MEK using a spray bottle. Do not allow liquid to dry. Immediately wipe dry with a clean, dry, lint free cloth to avoid leaving a residue. Use a new cloth for each wipe.
- (b) Dry-lap once with a 400 grit silicon-carbide abrasive paper in a circular motion.
- (2) Remove strain gauge from package, and place it on plate with sensing side down.

des jauges de contrainte et changer ces gants entre les opérations. Ne pas toucher la surface de montage de la jauge.

3. Le remplacement doit être effectué à une température ambiante égale ou supérieure à 75 degrés F.
- a. **Vérification de résistance.** Brancher les conducteurs rouge et jaune de la jauge de contrainte à un ohmmètre et noter la valeur de la résistance. Répéter en branchant les conducteurs brun et orange à l'ohmmètre. Les valeurs de résistance doivent être de 1000 ohms ± 20 . Jeter les jauges de contrainte dont les valeurs de résistance sont à l'extérieur de cette plage.
- b. **Vérification de décalage de position nulle.** Effectuer une vérification de décalage de position nulle comme suit :
 - (1) Préparer une plaque d'aluminium d'une épaisseur de 0.25 pouce (0.635 cm), d'une superficie de deux sur quatre pouces (5.05 sur 10.16 cm), comme suit :

AVERTISSEMENT

Le méthyléthylcétone, spécification TT-M-261 (15-GP-52), est inflammable et toxique pour la peau, les yeux et les voies respiratoires. Une protection pour la peau et les yeux est obligatoire. Éviter tout contact prolongé ou répété. Une bonne ventilation générale est normalement adéquate. Se tenir à distance des flammes nues ou d'autres sources d'inflammation.

- (a) Dégraisser la plaque avec du méthyléthylcétone, en utilisant un flacon vaporisateur. Ne pas laisser le liquide sécher. Assécher immédiatement en essuyant avec un chiffon propre, sec et non pelucheux pour éviter de laisser un résidu. Utiliser un nouveau chiffon à chaque essuyage.
- (b) Roder à sec une fois, avec un papier abrasif au carbure de silicium de grain 400, dans un mouvement circulaire.
- (2) Sortir la jauge de contrainte de son emballage et la placer sur la plaque, le côté détecteur vers le bas.

- | | |
|---|---|
| <p>(3) Position a 75 gram weight on top of strain gauge.</p> <p>(4) Using a dc voltmeter, adjust a 10 Vdc power supply to 10 ± 0.1 Vdc.</p> <p>(5) Connect brown lead of strain gauge to positive output of power supply, and orange lead to negative output.</p> <p>(6) Connect red lead of strain gauge to positive input of a digital multimeter, and yellow lead to negative input.</p> <p>(7) Wait five to ten minutes for output voltage to stabilize. Output voltage should change less than 0.01 mVdc per minute when stable. Record output voltage of strain gauge in millivolts. This is the null reading.</p> | <p>(3) Placer une masse de 75 grammes sur le dessus de la jauge de contrainte.</p> <p>(4) En utilisant un voltmètre c.c., régler une source d'alimentation 10 V c.c. à 10 ± 0.1 V c.c.</p> <p>(5) Brancher le conducteur brun de la jauge de contrainte à la sortie positive de la source d'alimentation, et le conducteur orange à la sortie négative.</p> <p>(6) Brancher le conducteur rouge de la jauge de contrainte à l'entrée positive d'un multimètre numérique, et le conducteur jaune à l'entrée négative.</p> <p>(7) Attendre de cinq à dix minutes pour que la tension de sortie se stabilise. Lorsqu'elle est stable, la tension de sortie devrait varier de moins de 0.01 mV c.c. par minute. Noter la tension de sortie de la jauge de contrainte, en millivolts. Il s'agit de la valeur de position nulle.</p> |
|---|---|
-
- | | |
|--|--|
| <p>36. To prepare strain gauge, proceed as follows:</p> <p>a. Wrap wire leads with mylar tape, starting one to two inches (2.54 to 5.08 cm) from strain gauge, and continuing for the desired length along the leads. Use a 50 percent overwrap on each turn.</p> <p>b. Cut a piece of braided wire (NSN 6145-00-194-9830) to cover mylar tape. Slide shield over wires, up to the start of the mylar. Hold end of shield at strain gauge, and pull other end. Stretch shield to reduce diameter until it is just equal to diameter of wire leads.</p> <p>c. Cover shield with electrical tape, Specification MIL-I-46852, Type 2.</p> | <p>36. Pour préparer la jauge de contrainte, procéder comme suit :</p> <p>a. Enrober les fils conducteurs avec du ruban en mylar, en commençant à une distance de un à deux pouces (2.54 à 5.08 cm) de la jauge de contrainte et en continuant sur la longueur voulue le long des conducteurs. Faire chevaucher l'enrobage sur 50 pour cent à chaque tour.</p> <p>b. Couper un morceau de fil tressé (NNO 61 45-00-194-9830) pour couvrir le ruban en mylar. Glisser le blindage sur les fils, en remontant jusqu'au début du mylar. Tenir l'extrémité du blindage à la jauge de contrainte et tirer sur l'autre extrémité. Étirer le blindage pour en réduire le diamètre jusqu'à ce qu'il soit juste égal au diamètre des fils conducteurs.</p> <p>c. Couvrir le blindage avec du ruban électrique, spécification MIL-I-46852, type 2.</p> |
|--|--|
-
- | | |
|---|---|
| <p>37. To prepare bonding surfaces, proceed as follows:</p> | <p>37. Pour préparer les surfaces de liaison, procéder comme suit :</p> |
|---|---|

NOTES

1. Replacement must be performed with room temperature at or above 75 degrees F.

NOTA

1. Le remplacement doit être effectué à une température ambiante égale ou supérieure à 75 degrés F.

2. The strain gauge must be mounted within 45 minutes of surface preparation to prevent contamination of surface.
 - a. Ground aircraft.
 - b. Remove any silicon deposits on gauge face, using a cotton-tipped applicator. Dip applicator in isopropyl alcohol and wipe once over surface, using a circular motion from the centre out. Allow gauge's face to dry. Use a clean applicator with alcohol to clean top of gauge to ensure good contact with pressure pad.

WARNING

Methyl ethyl ketone (MEK) Specification 15-GP-52, is flammable and toxic to skin, eyes and respiratory tract. Skin and eye protection is required. Avoid repeated or prolonged contact. Good general ventilation is normally adequate. Keep away from open flames and other sources of ignition.

- c. Clean template or clamping jig with MEK using a spray bottle. Do not allow liquid to dry. Immediately wipe dry with a clean, dry, lint-free cloth. When template is clean, mask pressure pads and spray it with release agent lubricant Specification MIL-L-60326, or equivalent in a properly ventilated area.
- d. Degrease area of strain gauge installation with MEK using a spray bottle. Do not allow liquid to dry. Immediately wipe dry with a clean, dry, lint-free cloth to avoid leaving a residue. Use a new cloth for each wipe.
- e. Using 320 grit aluminum-oxide abrasive paper, sand area to remove rough scale or paint. Apply M-Prep conditioner A, Part No. MN5A-2, to the area, and wet-lap with clean 320 grit silicon-carbide abrasive paper in a circular motion. Do not allow surface to dry. Wipe area slowly in one direction only to

2. La jauge de contrainte doit être montée dans les 45 minutes qui suivent la préparation de la surface, pour empêcher la contamination de la surface.

- a. Mettre l'avion à la masse.
- b. Enlever tout dépôt de silicium sur la face de la jauge, en utilisant un applicateur à bout de coton. Tremper l'applicateur dans l'alcool isopropylique et l'essuyer une fois sur la surface, dans un mouvement circulaire du centre vers l'extérieur. Laisser sécher la face de la jauge. Utiliser un applicateur propre et de l'alcool pour nettoyer le dessus de la jauge de façon à assurer un bon contact avec le tampon de pression.

AVERTISSEMENT

Le méthyléthylcétone, spécification 15-GP-52, est inflammable et toxique pour la peau, les yeux et les voies respiratoires. Une protection pour la peau et les yeux est obligatoire. Éviter tout contact prolongé ou répété. Une bonne ventilation générale est normalement adéquate. Se tenir à distance des flammes nues ou d'autres sources d'inflammation.

- c. Nettoyer le gabarit ou le banc de serrage avec du méthyléthylcétone, en utilisant un flacon vaporisateur. Ne pas laisser le liquide sécher. Assécher immédiatement en essuyant avec un chiffon propre, sec et non pelucheux. Lorsque le gabarit est sec, masquer les tampons de pression et le vaporiser avec du lubrifiant démoulant, spécification MIL-L-60326, ou l'équivalent dans un endroit bien ventilé.
- d. Dégraisser la zone de pose de la jauge de contrainte avec du méthyléthylcétone, en utilisant un flacon vaporisateur. Ne pas laisser le liquide sécher. Assécher immédiatement en essuyant avec un chiffon propre, sec et non pelucheux pour éviter de laisser un résidu. Utiliser un nouveau chiffon à chaque essuyage.
- e. En utilisant un papier abrasif à oxyde d'aluminium de grain 320, sabler la zone pour enlever les rugosités ou la peinture. Appliquer du conditionneur M. Prep A, n° de pièce MN5A-2, sur la zone et roder en mouillage avec un papier abrasif propre à carbure de silicium de grain 320, dans un

remove conditioner. Do not start in an uncleaned area. Repeat wet-lap with 400 grit paper, and wipe clean again.

- f. Re-wet area with corrosion removing compound, and scrub with clean cotton-tipped applicators, using a circular motion from the centre out. Repeat with new applicators each time until a clean applicator is no longer discoloured by scrubbing. Remove any liquid residue with a clean gauze pad, wiping slowly in one direction only. Do not start wiping from an uncleaned area.
- g. Apply a liberal amount of M-Prep Neutralizer 5 to area, being careful that liquid does not run from a dirty area to a clean area. Do not allow neutralizer to dry on surface because this will leave a film and degrade the bond. Scrub area with cotton-tipped applicators, using a circular motion from the centre out. Remove any liquid residue with a clean gauze pad, wiping slowly in one direction only. Do not start wiping from an uncleaned area.
- h. Test cleaned area for water breaks using a spray bottle of distilled and deionized water. Do not allow overspray water to run down from uncleaned areas onto cleaned area. Spray surface with a fine jet of water. If water breaks or beads, repeat cleaning procedures from Steps e and f. Water must remain in a continuous film. Wipe off water with clean gauze pads, wiping slowly in one direction only. Do not start wiping from an uncleaned area.

mouvement circulaire. Ne pas laisser sécher la surface. Essuyer la zone lentement, dans une seule direction, pour enlever le produit de traitement. Ne pas commencer dans une zone non nettoyée. Répéter le rodage mouillé avec un papier de grain 400, puis essuyer de nouveau pour rendre propre.

- f. Mouiller de nouveau la zone avec le composé d'enlèvement de la corrosion, puis frotter avec des applicateurs à bout de coton propres, dans un mouvement circulaire du centre vers l'extérieur. Répéter en utilisant de nouveaux applicateurs à chaque fois, jusqu'à ce qu'un applicateur propre ne soit plus décoloré par le frottage. Enlever tout résidu de liquide avec un tampon de gaze propre, en essuyant lentement dans une seule direction. Ne pas commencer l'essuyage dans une zone non nettoyée.
- g. Appliquer une bonne quantité de neutralisant 5 M-Prep sur la zone, en faisant attention pour que le liquide ne s'écoule pas d'une zone sale vers une zone propre. Ne pas laisser le neutralisant sécher sur la surface car cela laisserait une pellicule qui détériorerait la liaison. Frotter la zone avec des applicateurs à bout de coton, dans un mouvement circulaire du centre vers l'extérieur. Enlever tout résidu de liquide avec un tampon de gaze propre, en essuyant lentement dans une seule direction. Ne pas commencer l'essuyage dans une zone non nettoyée.
- h. Effectuer un essai de discontinuité de mouillage de la zone nettoyée en utilisant un flacon vaporisateur d'eau distillée et désionisée. Ne pas laisser le surplus d'eau vaporisée s'écouler des zones non nettoyées vers des zones nettoyées. Vaporiser la surface avec un fin jet d'eau. Si l'eau présente des discontinuités ou perle, répéter les procédures de nettoyage décrites aux étapes e et f. L'eau doit continuer de former un film continu. Essuyer l'eau avec des tampons de gaze propres, en essuyant lentement dans une seule direction. Ne pas commencer l'essuyage dans une zone non nettoyée.

38. To install replacement strain gauges, proceed as follows:

WARNING

Adhesive Specification EA 956, is toxic to skin, eyes and respiratory tract. Skin and eye protection is required. Avoid repeated or prolonged contact. Good general ventilation is normally adequate.

- a. Use a clean wooden stick to measure adhesive Specification EA 956, Parts A and B in a wax-free non-absorbent paper cup. Use a ratio of 6.3 Part A to 3.7 Part B. Blend to a uniform consistency, leaving no unmixed material around the edges of the cup. Mix for five minutes, then let mixture stand for five minutes.
- b. Apply a generous amount of adhesive using a new clean applicator to prepared mounting surface and bonding surface of strain gauge. Take adhesive from centre of cup to ensure that only completely mixed adhesive is used. Ensure that entire surface is coated evenly, and that adhesive is free from debris and bubbles.

NOTE

Do not scrape excess glue from gauge top to spread on face.

- c. Using a dc voltmeter, adjust a 10 Vdc power supply to 10 ± 0.1 Vdc.
- d. Connect brown leads from both strain gauges to positive output of power supply. Connect orange leads from both strain gauges to negative output of power supply.
- e. Connect red leads from each strain gauge to positive input of a digital multimeter. Connect yellow leads from both strain gauges to negative input of digital multimeters. Identify each multimeter and gauge pair.

38. Pour poser les jauges de contrainte de remplacement, procéder comme suit :

AVERTISSEMENT

L'adhésif, spécification EA 956, est toxique pour la peau, les yeux et les voies respiratoires. Une protection pour la peau et les yeux est obligatoire. Éviter tout contact prolongé ou répété. Une bonne ventilation générale est normalement adéquate.

- a. Utiliser un bâtonnet de bois propre pour mesurer les parties A et B de l'adhésif, spécification EA 956, dans un gobelet en papier non absorbant et non ciré. Utiliser un rapport de 6.3 de partie A à 3.7 de partie B. Mélanger jusqu'à l'obtention d'une consistance uniforme, en ne laissant aucun matériau non mélangé sur les bords du gobelet. Mélanger pendant cinq minutes, puis laisser le mélange reposer pendant cinq minutes.
- b. Appliquer une généreuse quantité d'adhésif, au moyen d'un nouvel applicateur propre, sur la surface de montage préparée et sur la surface de liaison de la jauge de contrainte. Prendre l'adhésif au centre du gobelet pour s'assurer d'utiliser seulement de l'adhésif entièrement mélangé. S'assurer que toute la surface est couverte d'une couche uniforme et que l'adhésif est exempt de débris et de bulles.

NOTA

Ne pas gratter l'excès de colle sur la jauge pour l'étendre sur la face.

- c. En utilisant un voltmètre c.c., régler une source d'alimentation 10 V c.c. à 10 ± 0.1 V c.c.
- d. Brancher les conducteurs bruns des deux jauges de contrainte à la sortie positive de la source d'alimentation. Brancher les conducteurs orange des deux jauges de contrainte à la sortie négative de la source d'alimentation.
- e. Brancher les conducteurs rouges de chaque jauge de contrainte à l'entrée positive d'un multimètre numérique. Brancher les conducteurs jaunes des deux jauges de contrainte à l'entrée négative des multimètres numériques. Identifier chaque paire de multimètres et de jauges.

- f. Mount template or clamp assembly on aircraft. Ensure alignment is correct.
- g. With strain gauges connected to power supply and multimeters, install gauges in template. Place pressure plates on top of gauges, and move clamp screw into contact.

NOTE

The temperature in the area around the strain gauges must be kept between 60 and 90 degrees F (15.6 to 32.2 degrees C) during curing. If temperature exceeds this range, the gauges must be removed and the surface recleaned and prepared. Discard gauges and install new gauges.

- h. With clamp applying uniform pressure on gauge, slowly screw clamp while observing plate and pads. Plate should not rock, and adhesive should squeeze out evenly from all sides.
- i. Increase clamp pressure until reading from multimeters shows 2.5 mVdc above original null readings, taken in [Paragraph 35.b., Step 7](#). This pressure must be maintained during curing to properly bond gauge.
- j. Using a piece of adhesive pressure sensitive tape Specification MIL-T-22085, tape lead wires to aircraft structure approximately three inches (7.62 cm) from gauges. This will prevent wire strain on gauge during bonding.
- k. With an ambient temperature of 75 degrees F (23.9 degrees C) the adhesive will set in four to five hours. Monitor null readings and adjust clamp pressure as required until adhesive sets.

- f. Monter le gabarit ou l'ensemble de serrage sur l'avion. S'assurer que l'alignement est correct.
- g. Pendant que les jauges de contrainte sont branchées à la source d'alimentation et aux multimètres, installer les jauges dans le gabarit. Placer les plaques de pression sur le dessus des jauges et déplacer la vis de serrage pour faire contact.

NOTA

La température dans la zone qui entoure les jauges de contrainte doit être maintenue entre 60 et 90 degrés F (15.6 et 32.2 degrés C) pendant le durcissement. Si la température dépasse cette plage, les jauges doivent être enlevées et la surface doit être de nouveau nettoyée et préparée. Jeter les jauges et en installer de nouvelles.

- h. Pendant que le dispositif de serrage applique une pression uniforme sur la jauge, le visser lentement en observant la plaque et les tampons. La plaque ne devrait pas balancer et l'adhésif devrait être pressé et sortir uniformément par tous les côtés.
- i. Augmenter la pression de serrage jusqu'à ce que la lecture des multimètres indique 2.5 mV c.c. au dessus des valeurs de position nulle d'origine obtenues au [paragraphe 35.b., étape 7](#). Cette pression doit être maintenue pendant le durcissement pour que la jauge soit collée correctement.
- j. En utilisant un morceau de ruban autocollant, spécification MIL-T-22085, fixer les fils conducteurs à la structure de l'avion à environ trois pouces (7.62 cm) des jauges. Ceci empêchera les fils d'exercer une contrainte sur la jauge pendant le collage.
- k. À une température ambiante de 75 degrés F (23.9 degrés C), l'adhésif durcira en quatre à cinq heures. Surveiller les valeurs de position nulle indiquées et régler la pression de serrage selon les besoins jusqu'à ce que l'adhésif ait durci.

- | | |
|--|--|
| <p>l. After adhesive has cured for 24 hours, reapply power to strain gauges and ensure that null reading is still 2.5 mVdc above original null readings. If strain gauge is serviceable, remove clamps.</p> <p>m. Observe output values while applying gradual thumb pressure to strain gauge. A steady linear increase or decrease is normal. An erratic sharp or quick change is an indication of a bad bond. In such instances, the strain gauge must be removed and replaced.</p> <p>n. Carry out a resistance check and null offset check (refer to Paragraph 35). Record these values for later use.</p> | <p>l. Une fois que l'adhésif a durci pendant 24 heures, appliquer de nouveau l'alimentation aux jauges de contrainte et s'assurer que la valeur de position nulle indiquée se trouve toujours à 2.5 mV c.c. au dessus des valeurs de position nulle d'origine. Si la jauge de contrainte est utilisable, enlever les dispositifs de serrage.</p> <p>m. Observer les valeurs de sortie tout en appliquant graduellement une pression du pouce sur la jauge de contrainte. Une augmentation ou diminution linéaire régulière est normale. Une variation irrégulière, importante ou rapide indique un mauvais collage. Dans un tel cas, la jauge de contrainte doit être enlevée et remplacée.</p> <p>n. Effectuer une vérification de résistance et une vérification de décalage de position nulle (se reporter au paragraphe 35). Noter les valeurs obtenues pour utilisation ultérieure.</p> |
|--|--|
39. To splice strain gauge wire leads, proceed as follows:
39. Pour installer l'épissure des fils conducteurs de la jauge de contrainte, procéder comme suit :



Do not install splice closer than 12 inches (30.48 cm) to strain gauge. The gauge may be damaged by the heat gun when installing the solder splice.

- a. Strip three inches (7.62 cm) of insulation and shield from system electronics cable.
- b. Strip 0.25 inch (0.635 cm) from each of the four cable leads.
- c. Cut strain gauge wires as required, and strip leads.
- d. Cut a piece of heat shrink tubing Part No. M23053/5-111-4, ten inches (25.4 cm) long, to insulate end of shielded cable.
- e. Install heat-shrink tubing and solder sleeve on shield cable, and slide both up the cable, several inches.
- f. Install splice, Part No. MIL-S-81824, over wires to be joined. Overlap bare portions of



Ne pas installer d'épissure à moins de 12 pouces (30.48 cm) de la jauge de contrainte. La jauge pourrait être endommagée par le pistolet thermique lorsqu'on installe une épissure soudée.

- a. Dénuder trois pouces (7.62 cm) d'isolant et de blindage sur le câble électronique du système.
- b. Dénuder 0.25 pouce (0.635 cm) sur chacun des quatre conducteurs du câble.
- c. Couper les fils de la jauge de contrainte selon les besoins et dénuder les conducteurs.
- d. Couper un morceau de gaine thermorétractable, d'une longueur de dix pouces (25.4 cm), pour isoler l'extrémité du câble blindé.
- e. Installer la gaine thermorétractable et le manchon à souder sur le câble blindé, puis glisser les deux sur le câble, sur plusieurs pouces.
- f. Installer l'épissure, n° de pièce MIL-S-81824, par dessus les fils à joindre. Faire chevaucher

wires in centre of splice. Crimp splice, and melt plastic sleeve in place. Repeat for each wire lead.

- g. Ensure that no strands of the shielding protrude. Slide solder sleeves over shields and shrink with heat gun. Slide heat-shrink tubing down over end of shield on cable at least 0.37 inches (0.94 cm) and shrink with heat gun.
- h. Remove adhesive pressure sensitive tape from wire leads.

40. To seal strain gauge installation, proceed as follows:

WARNING

Methyl ethyl ketone (MEK) Specification 15-GP-52 is flammable and toxic to skin, eyes and respiratory tract. Skin and eye protection is required. Avoid repeated or prolonged contact. Good general ventilation is normally adequate. Keep away from open flames and other sources of ignition.

- a. Remove tape residue and clean all sealing surfaces with a clean cloth and MEK. Allow to dry.

WARNING

Sealing compound Specification PR-1750B-1/2, is flammable and toxic to skin, eyes and respiratory tract. Skin and eye protection is required. Avoid repeated or prolonged contact. Good general ventilation is normally adequate. Keep away from open flames and other sources of ignition.

- b. Mix sealing compound Specification PR-1750B-1/2, as indicated on packaging.
- c. Fillet seal all exposed edges of strain gauge.

les portions dénudées des fils dans le centre de l'épissure. Sertir l'épissure et fondre le manchon de plastique en place. Répéter pour chaque fil conducteur.

- g. S'assurer qu'aucun brin du blindage ne fait saillie. Glisser les manchons à souder par dessus les blindages et rétrécir avec le pistolet thermique. Glisser la gaine thermo-rétractable par dessus l'extrémité du blindage sur le câble sur au moins 0.37 pouce (0.94 cm) et rétrécir avec le pistolet thermique.
- h. Enlever le ruban autocollant sur les fils conducteurs.

40. Pour étanchéifier l'ensemble jauge de contrainte, procéder comme suit :

AVERTISSEMENT

Le méthyléthylcétone, spécification 15-GP-52, est inflammable et toxique pour la peau, les yeux et les voies respiratoires. Une protection pour la peau et les yeux est obligatoire. Éviter tout contact prolongé ou répété. Une bonne ventilation générale est normalement adéquate. Se tenir à distance des flammes nues ou d'autres sources d'inflammation.

- a. Enlever les résidus de ruban et nettoyer toutes les surfaces d'étanchéité avec un chiffon propre et du méthyléthylcétone. Laisser sécher.

AVERTISSEMENT

Le composé d'étanchéité, spécification PR-1750B-1/2, est inflammable et toxique pour la peau, les yeux et les voies respiratoires. Une protection pour la peau et les yeux est obligatoire. Éviter tout contact prolongé ou répété. Une bonne ventilation générale est normalement adéquate. Se tenir à distance des flammes nues ou d'autres sources d'inflammation.

- b. Mélanger le composé d'étanchéité, spécification PR-1750B-1/2, tel qu'indiqué sur l'emballage.
- c. Appliquer un cordon d'étanchéité sur tous les bords exposés de la jauge de contrainte.

- d. Seal wire leads to mounting structure. Form a fillet and shroud of sealant 0.1 to 0.2 inch (0.254 to 0.508 cm) thick over wire leads and strain gauges.

NOTE

Allow sealing compound to cure for 24 hours at room temperature before proceeding.

WARNING

Methyl ethyl ketone (MEK) Specification 15-GP-52 is flammable and toxic to skin, eyes and respiratory tract. Skin and eye protection is required. Avoid repeated or prolonged contact. Good general ventilation is normally adequate. Keep away from open flames and other sources of ignition.

- e. Remove adhesive pressure sensitive tape, and clean any residue with MEK.

41. To test strain gauge installation, proceed as follows:

- With a multimeter ensure resistance from brown wire lead to mounting structure is 500 K Ω or greater. If resistance is outside this value, the strain gauge installation shall be removed and replaced.
- Perform a power-on BIT. A FAIL indication could indicate a faulty strain gauge or faulty strain gauge wiring.

42. Refinish area around strain gauge installation (refer to C-12-010-010/TP-000).

DAU CLOCK BATTERY

43. The DAU contains a real-time clock used to identify date and time of various events. The real-time clock is powered by a small lithium battery when aircraft power is not on. The battery is an Eagle Picher LTC-7PN 3.6-volt thionyl chloride lithium battery, modified with special pins. Life of this battery is between 6 and 24 months, depending on the environment to which it has been subjected.

- d. Sceller les fils conducteurs à la structure de montage. Former un cordon et un écran de composé d'étanchéité, d'une épaisseur de 0.1 à 0.2 pouce (0.254 à 0.508 cm), par dessus les fils conducteurs et les jauges de contrainte.

NOTA

Laisser le composé d'étanchéité durcir pendant 24 heures à la température ambiante avant de poursuivre.

AVERTISSEMENT

Le méthyléthylcétone, spécification 15-GP-52, est inflammable et toxique pour la peau, les yeux et les voies respiratoires. Une protection pour la peau et les yeux est obligatoire. Éviter tout contact prolongé ou répété. Une bonne ventilation générale est normalement adéquate. Se tenir à distance des flammes nues ou d'autres sources d'inflammation.

- e. Enlever le ruban autocollant et nettoyer tout résidu avec du méthyléthylcétone.

41. Pour faire l'essai de l'ensemble jauge de contrainte, procéder comme suit :

- Avec un multimètre, s'assurer que la résistance du fil conducteur brun à la structure de montage est égale ou supérieure à 500 kilohms. Si la résistance est à l'extérieur de cette plage, l'ensemble jauge de contrainte doit être enlevé et remplacé.
- Effectuer un BIT de mise sous tension. Une indication FAIL peut signifier une défectuosité de la jauge de contrainte ou du câblage de la jauge de contrainte.

42. Refaire la finition de la zone autour de l'ensemble jauge de contrainte (se reporter à C-12-010-010/TP-000).

BATTERIE DE L'HORLOGE DU DAU

43. Le DAU contient une horloge temps réel qui sert à identifier la date et l'heure de divers événements. L'horloge temps réel est alimentée par une petite batterie au lithium lorsque l'avion n'est pas sous tension. La batterie est une batterie au lithium et chlorure de thionyle de 3.6 volts, Eagle Picher LTC-7PN, modifiée avec des broches spéciales. La durée de vie de cette batterie se situe entre 6 et 24 mois, selon l'environnement dans lequel elle est placée.

44. Since the lithium battery drives the real-time clock in the DAU, failure of the battery will result in loss of true time in the real-time clock. User should read output of real-time clock as frequently as possible. If clock differs by more than 10 minutes from correct time, reset clock. After powering down DAU, recheck clock. If clock appears faulty, replace lithium battery.

45. To replace DAU clock battery, proceed as follows:

WARNING

Ensure that all applicable circuit-breakers are open prior to removal or installation of any equipment.

- a. Gain access to DAU.
- b. Remove seal screws, Part No. 4-40, from battery cover of aircraft DAU.
- c. Open DAU case to expose motherboard and battery.
- d. Pull battery straight out from motherboard, and insert new battery by carefully pressing it into place.
- e. Replace cover and secure with the four screws.
- f. Reset real-time clock. Check operation of new battery by comparing elapsed time from real-time clock against an external time source.

CHECK FLIGHT REQUIREMENT

OLM SYSTEM SERVICEABILITY

46. To verify serviceability of OLM system, proceed as follows:

- a. Ensure DAU channel configuration settings are set for aircraft type and unit location.
- b. Raise CF 349 entry stating "a Functional Check Flight is required to verify serviceability of the OLM system." Then downgrade it to the CF 336 Minor Defect Record prior to flight.

44. Comme la batterie au lithium entraîne l'horloge temps réel dans le DAU, une panne de la batterie entraînera une perte du temps véritable dans l'horloge temps réel. L'utilisateur devrait vérifier la sortie de l'horloge temps réel aussi souvent que possible. Si l'indication de l'horloge diffère du temps correct par plus de 10 minutes, réinitialiser l'horloge. Après la mise hors tension du DAU, revérifier l'horloge. Si l'horloge semble défectueuse, remplacer la batterie au lithium.

45. Pour remplacer la batterie de l'horloge du DAU, procéder comme suit :

AVERTISSEMENT

S'assurer que tous les disjoncteurs appropriés sont désenclenchés avant d'enlever ou d'installer tout équipement.

- a. Accéder au DAU.
- b. Enlever les vis d'étanchéité, n° de pièce 4-40, du couvercle de batterie sur le DAU de l'avion.
- c. Ouvrir le boîtier du DAU pour révéler la carte mère et la batterie.
- d. Tirer la batterie carrément hors de la carte mère, puis insérer la nouvelle batterie en la pressant soigneusement en place.
- e. Remplacer le couvercle et le fixer avec les quatre vis.
- f. Réinitialiser l'horloge temps réel. Vérifier le fonctionnement de la nouvelle batterie en comparant le temps écoulé sur l'horloge temps réel au temps indiqué par la source externe.

EXIGENCES DE VÉRIFICATION EN VOL

ÉTAT DE SERVICE DU SYSTÈME OLM

46. Pour vérifier l'état de service du système OLM, procéder comme suit :

- a. S'assurer que les réglages de configuration de voie du DAU sont établis pour le type d'avion et l'emplacement de l'appareil.
- b. Effectuer une entrée de CF 349 indiquant qu'une vérification de fonctionnement en vol est requise pour vérifier l'état de service du système OLM. Ensuite, rétrograder à un relevé des déficiences mineures d'un aéronef, CF 336, avant le vol.

- c. Place a copy of the Test Sequence Chart (see [Figure 5-11](#)) and flight test manoeuvres description (refer to Paragraph 47) in the AMRS for reference by the pilot.
- d. Download DAU for analysis.

TEST FLIGHT MANOEUVRES DESCRIPTION

47. The test flight manoeuvres are described as follows:

- a. **Level Flight.** Level flight is used to accomplish the following:
 - (1) To get 1 g reference data before, during and after the acceptance test points sequence.
 - (2) Verifies the accuracy of the recorded values for all channels.
 - (3) Verifies the presence of unreasonable amount of activity on all channels.
 - (4) To get reference strain data before and after a test manoeuvre.
- b. The aircraft shall be stabilized at the desired test airspeed and altitude and trimmed for 1 g flight with zero sideslip. This condition shall be held for a minimum of 2 minutes. Test condition tolerances are ± 200 feet PA, ± 5 KIAS, and ± 0.25 g.
- c. **Wind-up Turn (WUT).** The WUT is used to get a rough reference to verify the sign and sensitivity of the Nz and aft fuselage strain gauge channels. It is also used to verify the triggering of the Nz channel and to detect any abnormal behaviour of the other channels.
- d. The aircraft shall be stabilized in 1 g level flight at the specified test conditions. A left-hand turn shall then be performed while maintaining constant airspeed and smoothly increasing normal load factor to the target value by applying aft stick. The turn shall always be performed to the left to facilitate data interpretation. The load factor onset rate shall not exceed 0.5g/sec. Power and altitude may be used as required to maintain constant test conditions for at least 3 seconds within

- c. Placer une copie du tableau de séquence d'essai (voir [figure 5-11](#)) et une description des manoeuvres d'essai en vol (se reporter au paragraphe 47) dans l'AMRS pour référence par le pilote.
- d. Télécharger le DAU pour analyse.

DESCRIPTION DES MANOEUVRES D'ESSAI EN VOL

47. Les manoeuvres d'essai en vol sont les suivantes :

- a. **Vol en palier.** Le vol en palier est utilisé pour accomplir ce qui suit :
 - (1) Obtenir des données de référence à 1 g avant, pendant et après la séquence des points d'essai d'acceptation.
 - (2) Vérifier l'exactitude des valeurs enregistrées pour toutes les voies.
 - (3) Vérifier la présence d'une quantité non raisonnable d'activité sur toutes les voies.
 - (4) Obtenir des données de contrainte de référence avant ou après une manoeuvre d'essai.
- b. L'avion doit être stabilisé à la vitesse et à l'altitude d'essai désirées et il doit être compensé pour le vol à 1 g avec un dérapage de zéro. Cette condition doit être maintenue pendant un minimum de 2 minutes. Les tolérances de condition d'essai sont ± 200 pieds d'altitude-pressure, ± 5 KIAS et ± 0.25 g.
- c. **Virage en montée de régime (WUT).** Le WUT est utilisé pour obtenir une référence grossière afin de vérifier le signe et la sensibilité des voies Nz et de jauge de contrainte de fuselage arrière. Il sert aussi à vérifier le déclenchement de la voie Nz et à détecter tout comportement anormal des autres voies.
- d. L'avion doit être stabilisé en vol en palier à 1 g, aux conditions d'essai précisées. On doit ensuite effectuer un virage à gauche tout en maintenant une vitesse constante et en augmentant régulièrement le facteur de charge normal vers la valeur cible par l'application du manche vers l'arrière. On doit toujours effectuer le virage vers la gauche pour faciliter l'interprétation des données. Le taux d'augmentation du facteur de charge ne doit pas dépasser 0.5 g par seconde. On peut

MISSION EVENTS	MANOEUVRES AND CONDITIONS	DURATION REQUIREMENT
Power-on		
Parked		> 2 minutes
Taxi		
Take-off		
Climb		
Misc. Profiles		
OLM T.P #1	Level Flight	> 2 minutes
OLM T.P #2	Left WUT 5g	
OLM T.P #3	Level Flight	> 2 minutes
OLM T.P #4	Left WUT 5g	
OLM T.P #5	Level Flight	> 2 minutes
OLM T.P #6	Left 180 Roll to inverted	
OLM T.P #7	Right 180 Roll to upright	
OLM T.P #8	Level Flight	> 2 minutes
OLM T.P #9	Left 180 Roll to inverted	
OLM T.P #10	Right 180 Roll to upright	
OLM T.P #11	Level Flight	> 2 minutes
Misc. Profiles		
Approach & Landing		
Taxi		
Parked		> 2 minutes
Power-off		
<p style="text-align: center;">NOTE</p> <p style="text-align: center;">All OLM test points are flown at 10,000 feet PA and 250 KIAS.</p>		

Figure 5-11 OLM Flight Test Point Sequence

ÉVÉNEMENTS DE MISSION	MANOEUVRES ET CONDITIONS	DURÉE REQUISE
Mise sous tension		
Stationnement		2 minutes
Roulage		
Décollage		
Montée		
Profils divers		
Point d'essai OLM n° 1	Vol en palier	2 minutes
Point d'essai OLM n° 2	Virage en montée de régime à gauche à 5 g	
Point d'essai OLM n° 3	Vol en palier	2 minutes
Point d'essai OLM n° 4	Virage en montée de régime à gauche à 5 g	
Point d'essai OLM n° 5	Vol en palier	2 minutes
Point d'essai OLM n° 6	Roulis de 180° à gauche jusqu'à l'inversion	
Point d'essai OLM n° 7	Roulis de 180° à droite jusqu'à la verticale	
Point d'essai OLM n° 8	Vol en palier	2 minutes
Point d'essai OLM n° 9	Roulis de 180° à gauche jusqu'à l'inversion	
Point d'essai OLM n° 10	Roulis de 180° à droite jusqu'à la verticale	
Point d'essai OLM n° 11	Vol en palier	2 minutes
Profils divers		
Approche et atterrissage		
Roulage		
Stationnement		2 minutes
Mise hors tension		
<p style="text-align: center;">NOTA</p> <p>Tous les points d'essai OLM sont effectués pendant le vol à 10 000 pieds d'altitude-pressureion et à 250 KIAS.</p>		

Figure 5-11 Séquence des points d'essai en vol du système OLM

test tolerances ± 1000 feet PA, ± 15 KAAS, and ± 0.25 g of target values.

- e. **Abrupt Coordinated Roll.** The abrupt coordinated roll is primarily used to get reference roll rate and Vstab data that can easily be compared against similar time histories already captured during past flight tests. The data is used to verify polarity and approximate magnitude of roll rates and V stab strains. The roll is specified abrupt to facilitate comparison against existing data. However, the abruptness can be reduced as long as rolling velocity of the last 100 deg/sec is achieved during the rotation.
- f. The abrupt coordinated roll will be performed through 180 degrees. The lateral stick input will be performed to full deflection in less than 0.5 second to achieve the abrupt control input condition. The roll will be performed at 1 g normal load factor with a tolerance of ± 0.5 g, as this condition is difficult to maintain during the roll. The roll shall always be performed to the left to facilitate data interpretation. One smaller lateral deflection roll may be performed, for practice, prior to the full deflection test point.

utiliser la puissance et l'altitude, selon les besoins, pour maintenir les conditions d'essai constantes pendant au moins 3 secondes, à l'intérieur des tolérances d'essai de ± 1000 pieds d'altitude-pression, ± 15 KIAS et ± 0.25 g par rapport aux valeurs cibles.

- e. **Roulis coordonné brusque.** Le roulis coordonné brusque est surtout utilisé pour obtenir des données de vitesse de roulis et de dérive de référence qui peuvent facilement être comparées aux données historiques temporelles similaires déjà obtenues durant les essais en vol antérieurs. Les données sont utilisées pour vérifier la polarité et l'amplitude approximative des vitesses de roulis et des contraintes sur la dérive. On précise un roulis brusque pour faciliter la comparaison avec les données existantes. Toutefois, le caractère brusque peut être réduit pourvu que la vitesse de roulis des derniers 100 degrés/seconde soit atteinte durant la rotation.
- f. Le roulis coordonné brusque doit être exécuté sur 180 degrés. L'entrée latérale au manche doit être effectuée avec braquage maximal en moins de 0.5 seconde afin d'obtenir la condition d'entrée de commande brusque. Le roulis doit être exécuté à un facteur de charge normal de 1 g, avec une tolérance de ± 0.5 g car cette condition est difficile à maintenir durant le roulis. Le roulis doit toujours être exécuté vers la gauche pour faciliter l'interprétation des données. Un roulis avec braquage latéral moindre peut être exécuté, à titre d'exercice, avant le point d'essai à braquage maximal.

LIST OF ABBREVIATIONS

A/C	Aircraft	G	Gravity/gravitational
A/D	Analog-to-digital converter	GMT	Greenwich Mean Time
ADAPT	Adapter	GRDU	Ground replay display unit
ALT	Altitude/altimeter/ alternate/alternator	HDG	Heading
AMPL	Amplifier	IAS	Indicated air speed
ATT	Attitude	IFF	Identification friend or foe
BIT	Built-in-test	INCORP/INC	Incorporated
C	Celsius	IND	Indicator
CAP	Capacitance	INV	Inverter
CKPT	Cockpit	ISOL	Isolation
D/A	Digital-to-analog converter	LED	Light emitting diode
DAU	Data acquisition unit	LH	Left hand
DISC	Disconnect	MON	Monitor
DRI	Data recording interval	OLM	Operational loads monitoring
DRMI	Directional radio magnetic indicator	PF, pF	Pico farad
ECP	Engineering change proposal	POS	Positive/position
EGT	Exhaust gas temperature	PRESS	Pressure
ENG	Engine	PTM	Pressure transducer module
EQPT	Equipment	QUANT, QTY	Quantity
ERECT	Erection	REC	Recording/record
EXT	External/exterior	REF	Reference
F	Fahrenheit	RH	Right hand
FAT	Fatigue	SPV	Sequential peak valley
FS	Fuselage station	STA	Station
FWD	Forward	STBY	Standby
		SUBS	Subsequent

(français à la page LA-F-1)

SW	Switch	TRANSF	Transformer
SYNCH	Synchronous	WARN	Warning
TACAN	Tactical air navigation	WRA	Weapons replaceable assembly
TEMP	Temperature	WOW	Weight on wheels
THR	Time history record		

LISTE DES ABRÉVIATIONS

A/D	Convertisseur analogique-numérique	GMT	Temps universel
ALIM	Alimentation	GRDU	Dispositif d'affichage et de relecture au sol
AV	Avant	HZ	Impédance - niveau haut
BIT	Essai intégré	IFF	Identification ami-ennemi
C	Capacité	ILS	Système d'atterrissage aux instruments
C.A.	Courant alternatif	INTERR	Interrupteur
CARÉN	Carénage	LED	Diode électroluminescente
C.C.	Courant continu	LZ	Impédance - niveau bas
COMM	Commande	MAGNÉTOM	Magnétométrie
COMPART	Compartiment	OLM	Surveillance des charges opérationnelles
CONN	Connecteur	PANN	Panneau
CONSERV	Conservateur	PIL	Pilotage
D	Droite	PRINC	Principal
D/A	Convertisseur numérique-analogique	PTM	Module transducteur de pression
DAU	Boîtier d'acquisition de données	PYL	Pylône
DÉMARR	Démarrage	RÉACT	Réacteur
DÉVERR	Déverrouillé	SPV	Séquentiel crête-vallée
DIRECT	Directionnel	SYST	Système
DRI	Intervalle d'enregistrement de données	THR	Enregistrement de données historiques temporelles
DRMI	Indicateur radiomagnétique de direction	TRAV	Traversée
EGT	Température des gaz d'échappement	VERR	Verrouillé
ÉQUIP	Équipement	VOR	Radiophare omnidirectionnel VHF
FS	Station fuselage	WRA	Ensemble remplaçable
G	Gauche	WOW	Référence air-sol

(English on page LA-E-1)

