



National
Defence

Défense
nationale

C-12-114-OEO/MF-000

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) 6
BPR : DPEAG (AE et C) 6

1989-02-01
Ch 10/Mod 10 1999-07-06

Canada

LIST OF EFFECTIVE PAGES

Insert latest changed pages; dispose of superseded pages in accordance with applicable orders.

NOTE

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

Dates of issue for original and changed pages are:

| | | |
|----------|---|------------|
| Original | 0 | 1989-02-01 |
| Ch/Mod. | 1 | 1990-02-02 |
| Ch/Mod. | 2 | 1991-01-24 |
| Ch/Mod. | 3 | 1991-12-06 |
| Ch/Mod. | 4 | 1992-08-19 |
| Ch/Mod. | 5 | 1993-12-22 |

Zero in Change No. Column indicates an original page. The use of the letter E or F indicates is in English of French only. Total number of pages in this publication is **142** consisting of the following:

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 :

| | | |
|---------|----|------------|
| Ch/Mod | 6 | 1994-09-01 |
| Ch/Mod | 7 | 1995-11-20 |
| Ch/Mod. | 8 | 1997-05-30 |
| Ch/Mod | 9 | 1998-10-21 |
| Ch/Mod | 10 | 1999-07-06 |

Zéro dans la colonne des modificatifs indique une page originale. La lettre E ou F indique que la modification est exclusivement en anglais ou en français. La présente publication comprend **142** pages réparties de la façon suivante :

| Page No./Numéro de page | Change No./Numéro de modificatif |
|-------------------------|----------------------------------|
| Title/Titre | 10 |
| A | 10 |
| B/C | 10 |
| i | 0 |
| ii | 8 |
| iii | 0 |
| iv | 0 |
| v | 0 |
| vi | 0 |
| vii/viii | 0 |
| ix | 0 |
| x | 0 |
| xi | 0 |
| xii | 8 |
| xiii/xiv | 7 |
| 1-1 | 7 |
| 1-2 | 7 |
| 1-3/1-4 | 7 |
| 2-1-1 | 8 |
| 2-1-2 | 8 |

| Page No./Numéro de page | Change No./Numéro de modificatif |
|-------------------------|----------------------------------|
| 2-1-2A | 8 |
| 2-1-2B | 10 |
| 2-1-3 | 10 |
| 2-1-4 | 0 |
| 2-1-4A/2-1-4B | 8 |
| 2-1-5 | 0 |
| 2-1-6 | 0 |
| 2-1-7 | 0 |
| 2-1-8 | 0 |
| 2-1-9 | 0 |
| 2-1-10/2-1-11 | 0 |
| 2-1-12 | 0 |
| 2-1-13/2-1-14 | 0 |
| 2-1-15/2-1-16 | 0 |
| 2-1-17 | 0 |
| 2-1-18 | 0 |
| 2-1-19 | 9 |
| 2-1-20 | 0 |
| 2-1-21 | 0 |
| 2-1-22 | 8 |

LIST OF EFFECTIVE PAGES (Cont)

| Page No./Numéro de page | Change No./ Numéro de modificatif |
|----------------------------------|---|
| 2-2-1 | 7 |
| 2-2-2 | 0 |
| 2-2-3 | 10 |
| 2-2-4 | 10 |
| 2-2-5 | 10 |
| 2-2-6 | 10 |
| 2-2-7 | 10 |
| 2-2-8 | 10 |
| 2-2-9 | 10 |
| 2-2-10 | 10 |
| 2-2-11 | 10 |
| 2-2-12 | 10 |
| 2-2-13 | 10 |
| 2-2-14 | 10 |
| 2-2-15 | 0 |
| 2-2-16 | 0 |
| 2-2-17 | 0 |
| 2-2-18 | 0 |
| 2-2-19 | 0 |
| 2-2-20 | 1 |
| 2-2-21 | 1 |
| 2-2-21A | 1 |
| 2-2-21B | 1 |
| 2-2-22 | 0 |
| 2-2-23/2-2-24 | 0 |
| 2-3-1 | 0 |
| 2-3-2 | 0 |
| 2-3-3(Blank/blanche)/2-3-4 | 0 |
| 2-3-5 | 0 |
| 2-3-6 | 0 |
| 2-3-7/2-3-8 | 0 |
| 2-4-1 | 0 |
| 2-4-2 | 0 |
| 2-4-3 | 0 |
| 2-4-4 | 0 |
| 2-4-5(Blank/blanche)/2-4-6 | 0 |
| 2-4-7 | 0 |
| 2-4-8 | 1 |
| 2-4-9 | 1 |
| 2-4-10 | 3 |
| 2-4-11/2-4-12 | 3 |

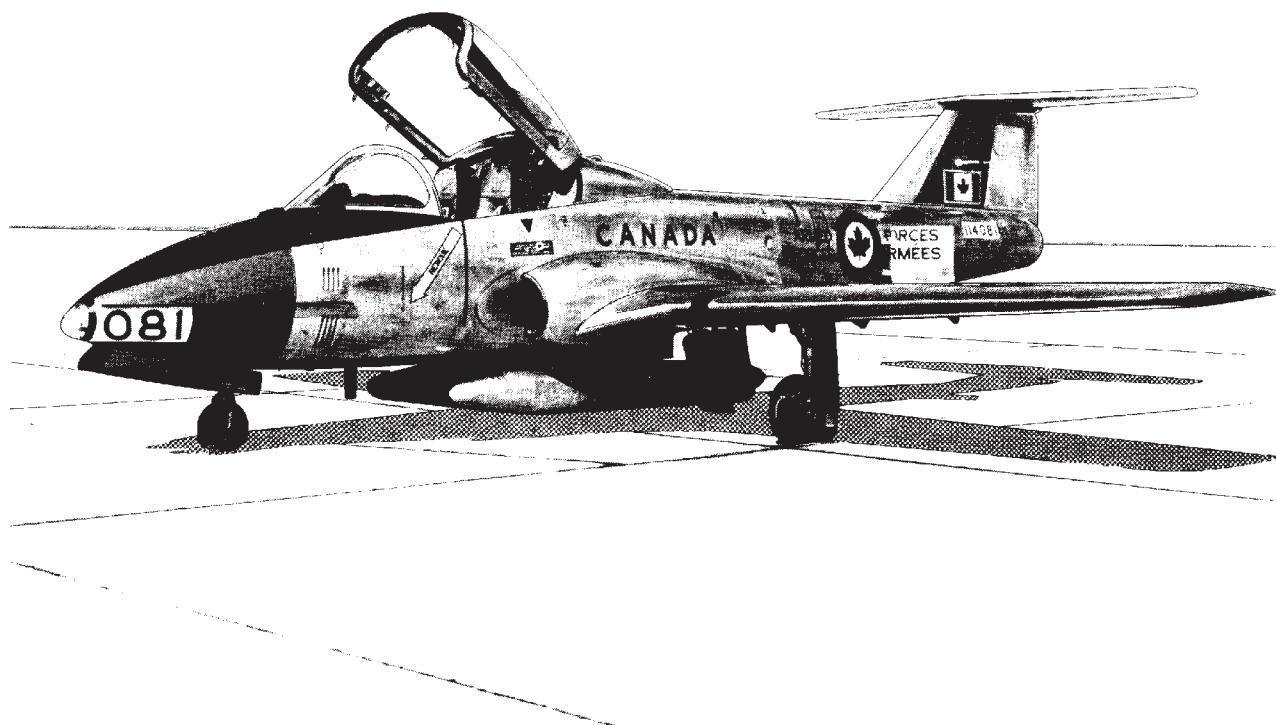
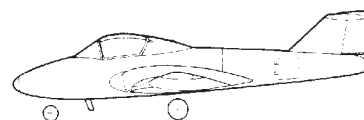
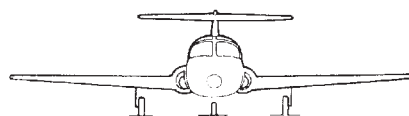
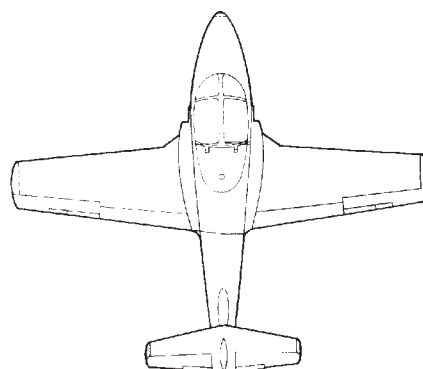
ÉTAT DES PAGES EN VIGUEUR (suite)

| Page No./Numéro de page | Change No./ Numéro de modificatif |
|---------------------------------|---|
| 2-5-1 | 0 |
| 2-5-2 | 0 |
| 2-5-3 | 0 |
| 2-5-4 | 0 |
| 2-5-5 | 7 |
| 2-5-6 | 7 |
| 2-5-7(Blank/blanche)2-5-8 | 0 |
| 2-5-9 | 0 |
| 2-5-10 | 0 |
| 2-5-11 | 0 |
| 2-5-12 | 7 |
| 3-1 | 4 |
| 3-2 | 4 |
| 3-3 | 4 |
| 3-4 | 7 |
| 3-5 | 7 |
| 3-6 | 7 |
| 3-7 | 4 |
| 3-8 | 4 |
| 3-9 | 4 |
| 3-10 | 4 |
| 3-11 | 4 |
| 3-12 | 4 |
| 3-13 | 4 |
| 3-14 | 4 |
| 3-15 | 4 |
| 3-16 | 4 |
| 3-17/3-18 | 4 |
| 4-1 | 0 |
| 4-2 | 0 |
| 4-3 | 0 |
| 4-4 | 0 |
| 4-5 | 0 |
| 4-6 | 0 |
| 4-7 | 0 |
| 4-8/4-9 | 0 |
| 4-10 | 0 |
| 4-11/4-12 | 0 |
| 4-13/4-14 | 0 |
| LA-E-1/LA-E-2 | 2 |
| LA-F-1/LA-F-2 | 2 |

Contact Officer: DAEPM (FT)6-2
© 1989 DND/MDN Canada

Personne responsable : DPEAG (AE et C)6-2
© 1989 DND/MDN Canada

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-443 | Inc. |
| C-12-114-000/CF-355 | Inc. | C-12-114-000/CF-469 | Inc. |
| C-12-114-000/CF-356 | Inc. | C-12-114-000/CF-526 | Inc. |
| C-12-114-000/CF-357 | Inc. | | |
| C-12-114-000/CF-375 | Inc. | | |
| C-12-114-000/CF-377 | 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.

BE PREPARED for the EMERGENCY *Know How!*

MOUTH TO MOUTH BREATHING RESPIRATION BOUCHE-À-BOUCHE

EN CAS D'URGENCE SACHEZ QUOI FAIRE *Soyez prêt!*

DROWNING

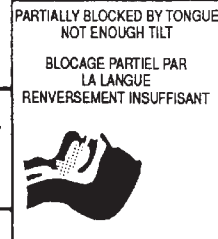
1. REMOVE FROM WATER
2. LOOSEN CLOTHING
3. PLACE VICTIM FACE UPWARDS
CLEAR MOUTH IF NECESSARY
4. APPLY ARTIFICIAL RESPIRATION
5. SEND FOR A DOCTOR
6. KEEP WARM • WITH BLANKETS, ETC.

GASSING

1. REMOVE TO FRESH AIR
2. LOOSEN CLOTHING
3. PLACE VICTIM FACE UPWARDS
CLEAR MOUTH IF NECESSARY
4. APPLY ARTIFICIAL RESPIRATION
5. SEND FOR A DOCTOR
6. KEEP WARM • WITH BLANKETS, ETC.

ELECTRIC SHOCK

1. PROTECT YOURSELF • WITH DRY INSULATING MATERIAL, DRY LEATHER, WOOD, RUBBER ETC.
2. BREAK THE CIRCUIT • BY OPENING THE POWER SWITCH OR BY PULLING THE VICTIM FREE OF THE LINE CONDUCTOR
3. DON'T TOUCH THE VICTIM WITH BARE HANDS • UNTIL THE CIRCUIT IS BROKEN
4. REMOVE FOREIGN MATTER, CHEWING GUM, ETC. • FROM THE VICTIM'S MOUTH
5. START ARTIFICIAL RESPIRATION QUICKLY
6. SEND FOR A DOCTOR
7. KEEP VICTIM WARM • WITH BLANKETS, ETC.



.... PLACE MOUTH TIGHTLY OVER SUBJECT'S MOUTH ... BLOW IN

.... APPLIQUER FERMEMENT LA BOUCHE SUR CELLE DE LA VICTIME SOUFFLER



ADULTS: A BIG BREATH, 12 TIMES A MINUTE
CHILDREN: A SMALL BREATH, 16 TIMES A MINUTE
ADULTES: 12 INSUFFLATIONS PROFONDES PAR MINUTE
ENFANTS: 16 INSUFFLATIONS PAR MINUTE

- REMOVE YOUR MOUTH
- RELEASE NOSTRILS
- LISTEN FOR AIR TO COME OUT OF SUBJECT'S LUNGS
- LOOK FOR THE FALL OF THE SUBJECT'S CHEST
- BLOW IN AGAIN
- RETIRER VOTRE BOUCHE
- LÂCHER LE NEZ
- OBSERVER LE BRUIT DE L'AIR QUI SORT DES POUMONS DE LA VICTIME
- OBSERVER LA CONTRACTION DE LA POITRINE
- SOUFFLER DE NOUVEAU

NOYADE

1. SORTIR LA VICTIME DE L'EAU
2. DESSERRER LES VÊTEMENTS
3. ÉTENDRE LA VICTIME SUR LE DOS ET DÉGAGER LA BOUCHE AU BESOIN
4. COMMENCER LA RESPIRATION ARTIFICIELLE
5. ENVOYER CHERCHER UN MÉDECIN
6. COUVRIR LA VICTIME (COUVERTURES, ETC.)

ASPHYXIÉ PAR LES GAZ

1. AMENER LA VICTIME À L'AIR PUR
2. DESSERRER LES VÊTEMENTS
3. ÉTENDRE LA VICTIME SUR LE DOS ET DÉGAGER LA BOUCHE AU BESOIN
4. COMMENCER LA RESPIRATION ARTIFICIELLE
5. ENVOYER CHERCHER UN MÉDECIN
6. COUVRIR LA VICTIME (COUVERTURES, ETC.)

ÉLECTROCUTION

1. SE PROTÉGER AVEC DES MATIÈRES ISOLANTES SÈCHES, DU CUIR SEC, DU BOIS, DU CAOUTCHOUC, ETC.
2. COUPER LE CIRCUIT À L'INTERRUPTEUR, OU ÉLOIGNER LA VICTIME DU FIL CONDUCTEUR
3. NE PAS TOUCHER LA VICTIME À MAINS NUES, TANT QUE LE COURANT N'EST PAS COUPÉ
4. ENLEVER LES CORPS ÉTRANGERS, LA GOMME À MÂCHER, ETC. DE LA BOUCHE DE LA VICTIME
5. COMMENCER IMMÉDIATEMENT LA RESPIRATION ARTIFICIELLE
6. ENVOYER CHERCHER UN MÉDECIN
7. COUVRIR LA VICTIME (COUVERTURES, ETC.)

AIR PASSAGES MUST BE KEPT OPEN AT ALL TIMES

IF AIR PASSAGES ARE NOT OPEN THERE WILL BE

NO SOUND OF ESCAPING AIR
NO RISE OR FALL OF THE CHEST
RESISTANCE WHEN BLOWING INTO THE SUBJECT'S MOUTH

THEREFORE CHECK NECK AND HEAD POSITION AGAIN
CHECK MOUTH AND THROAT FOR FOREIGN SUBSTANCES.

LES VOIES RESPIRATOIRES DOIVENT ÊTRE TOUJOURS DÉGAGÉES

SI LES VOIES RESPIRATOIRES SONT OBSTRUÉES ON REMARQUERA

L'ABSENCE DE BRUIT D'AIR
L'ABSENCE DE MOUVEMENT DE LA POITRINE
UNE RÉSISTANCE EN SOUFFLANT DANS LA BOUCHE DE LA VICTIME

PAR CONSÉQUENT VÉRIFIER DE NOUVEAU LA POSITION DU COU ET DE LA TÊTE
CHERCHER DES CORPS ÉTRANGERS DANS LA BOUCHE OU LA GORGE.

HOLGER-NIELSEN METHOD OF ARTIFICIAL RESPIRATION

If breathing stops because of electrocution, drowning, sedative poisoning, gas poisoning, suffocation, or poliomyelitis, start artificial respiration immediately. Don't delay – seconds count. As soon as possible, send someone for a physician.

THE STANDARD TECHNIQUE FOR THE BACK PRESSURE/ARM LIFT METHOD IS AS FOLLOWS:

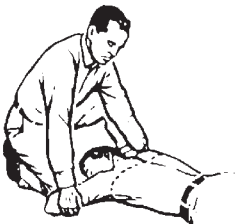
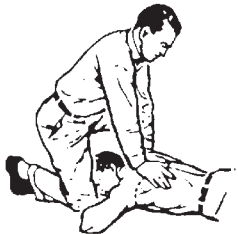
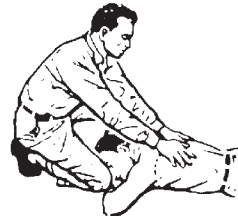
PLACE THE VICTIM FACE DOWN, ELBOWS BENT, ONE HAND ON THE OTHER WITH THE FACE TURNED TO ONE SIDE.

PLACE YOUR HANDS, THUMBS TOUCHING, JUST BELOW A LINE RUNNING BETWEEN THE ARMPITS.

ROCK FORWARD SLOWLY, ELBOWS STRAIGHT, UNTIL ARMS ARE VERTICAL.

ROCK BACKWARD, SLIDING YOUR HANDS TO THE VICTIM'S ARMS, JUST ABOVE THE ELBOWS.

RAISE THE ARMS UNTIL RESISTANCE AND TENSION ARE FELT AT THE VICTIM'S SHOULDERS.



MÉTHODE DE RESPIRATION ARTIFICIELLE HOLGER-NIELSEN

S'il y a arrêt de la respiration par suite d'électrocution, de noyade, d'empoisonnement par des sédatifs ou des gaz, de suffocation ou de poliomyélite, commencer immédiatement la respiration artificielle. Agir rapidement car chaque seconde compte. Envoyer chercher un médecin dès que possible.

LA RESPIRATION PAR PRESSION DORSALE ET SOULÈVEMENT DES BRAS SE PRATIQUE COMME SUIVIT:

PLACER LA VICTIME À PLAT VENTRE, COUDES PLIÉS, TÊTE SUR LE CÔTÉ REPOSANT SUR LES MAINS À PLAT L'UNE SUR L'AUTRE.

PLACER LES MAINS, LES DOIGTS SE TOUCHANT, JUSTE AU-DESSOUS D'UNE LIGNE FICTIVE ALLANT D'UNE AISSELLE À L'AUTRE.

SE PENCHER LENTEMENT EN AVANT, LES COUDES RAIDIS, JUSQU'À CE QU'ON AIT LES BRAS À LA VERTICALE.

REVENIR EN ARRIÈRE, EN GLISSANT LES MAINS SUR LES BRAS DE LA VICTIME JUSQU'À PROXIMITÉ DES COUDES.

SOULEVER LES BRAS DE LA VICTIME JUSQU'À CE QU'ON SENTE UNE RÉSISTANCE ET UNE TENSION AU NIVEAU DE SES ÉPAULES.

REPEAT THE CYCLE 12 TIMES PER MINUTE.
RÉPÉTER CETTE SÉRIE DE MOUVEMENTS 12 FOIS PAR MINUTE.

CONTENTS

| | PAGE |
|--|------------------|
| PART 1 – GENERAL INFORMATION | 1-1 |
| PURPOSE | 1-1 |
| SIGNAL PIN FUNCTIONS | 1-1 |
| PART 2 – INSTRUMENTS | 2-1-1 |
| Section 1 – Flight Instruments | 2-1-1 |
| DESCRIPTION – GENERAL | 2-1-1 |
| General | 2-1-1 |
| Instrument Panels | 2-1-1 |
| Index and Range Markings | 2-1-1 |
| ALTIMETER | 2-1-4 |
| AIRSPED INDICATORS | 2-1-4 |
| VERTICAL SPEED INDICATORS | 2-1-4 |
| MACHMETERS | 2-1-4 |
| TURN AND SLIP INDICATORS | 2-1-5 |
| General | 2-1-5 |
| Principles of Operation | 2-1-5 |
| 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 | 2-1-7 |
| Equipment | 2-1-7 |
| Phase Sequence and Voltage Checks | 2-1-7 |
| Power Failure Warning and Instrument Alignment Check | 2-1-18 |
| Gyro Fast Erection Check | 2-1-21 |
| AIRCRAFT CLOCK | 2-1-22 |
| ACCELEROMETER | 2-1-22 |
| 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 |

TABLE DES MATIÈRES

| | PAGE |
|---|------------------|
| PARTIE 1 – RENSEIGNEMENTS GÉNÉRAUX | 1-1 |
| OBJET | 1-1 |
| FONCTIONS DE BROCHE DE SIGNAL | 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 | 2-1-4 |
| ANÉMOMÈTRES | 2-1-4 |
| VARIOMÈTRES | 2-1-4 |
| MACHMÈTRES | 2-1-4 |
| INDICATEURS DE VIRAGE ET DE GLISSADE | 2-1-5 |
| Généralités | 2-1-5 |
| Fonctionnement | 2-1-5 |
| 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 | 2-1-7 |
| Matériel | 2-1-7 |
| Vérification de l'ordre des phases et de la tension | 2-1-7 |
| Vérification de l'alarme de panne d'alimentation et du blocage des instruments | 2-1-18 |
| Vérification d'érection rapide du gyroscope | 2-1-21 |
| HORLOGE | 2-1-22 |
| ACCÉLÉROMÈTRE | 2-1-22 |
| 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 |

CONTENTS (Cont)

| | PAGE |
|--|------------------|
| EGT Circuit Resistance Check | 2-2-4 |
| EGT Circuit Insulation Check | 2-2-5 |
| EGT Indicator Check | 2-2-6 |
| ENGINE TACHOMETER | 2-2-7 |
| ENGINE LIFE MONITOR | 2-2-7 |
| FUEL QUANTITY AND LOW LEVEL INDICATING SYSTEM | 2-2-7 |
| General | 2-2-7 |
| Fuel Quantity Indicator | 2-2-8 |
| Fuel Quantity Probes | 2-2-8 |
| Calibration | 2-2-8 |
| Fuel Low Level Indication – Circuit Check | 2-2-11 |
| 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 | 2-4-2 |
| General | 2-4-2 |
| Calibration | 2-4-2 |
| CABIN ALTITUDE INDICATOR | 2-4-3 |
| 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 | 2-5-4 |
| REFERENCES | 2-5-4 |
| POWER DISTRIBUTION | 2-5-4 |
| CORRECTION CARD | 2-5-4 |
| FUNCTIONAL CHECKS | 2-5-4 |
| General | 2-5-4 |
| Power Check | 2-5-4 |
| Serviceability Check | 2-5-5 |

TABLE DES MATIÈRES (suite)

| | PAGE |
|--|------------------|
| Vérification de résistance du circuit EGT | 2-2-4 |
| Vérification de résistance d'isolement du circuit EGT | 2-2-5 |
| Vérification de l'indicateur EGT | 2-2-6 |
| TACHYMÈTRE RÉACTEUR | 2-2-7 |
| CONTRÔLEUR DE DURÉE DE VIE RÉACTEUR | 2-2-7 |
| CIRCUIT D'INDICATION DE QUANTITÉ ET D'ALARME DE BAS NIVEAU CARBURANT | 2-2-7 |
| Généralités | 2-2-7 |
| Indicateur de quantité carburant | 2-2-8 |
| Sondes de quantité carburant | 2-2-8 |
| Étalonnage | 2-2-8 |
| Vérification du circuit d'alarme de bas niveau carburant | 2-2-11 |
| 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 | 2-4-2 |
| Généralités | 2-4-2 |
| Étalonnage | 2-4-2 |
| ALTIMÈTRE CABINE | 2-4-3 |
| 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 | 2-5-4 |
| RÉFÉRENCES | 2-5-4 |
| DISTRIBUTION ÉLECTRIQUE | 2-5-4 |
| CARTE DE CORRECTION | 2-5-4 |
| VÉRIFICATIONS DE FONCTIONNEMENT | 2-5-4 |
| Généralités | 2-5-4 |
| Vérification de l'alimentation | 2-5-4 |
| Vérification d'état de marche | 2-5-5 |

CONTENTS (Cont)

| | PAGE |
|--|--------------------------|
| 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 | 3-1 |
| Inspection | 3-2 |
| Pitot Head Heater Test | 3-3 |
| Altimeter Power and Serviceability Checks | 3-3 |
| Pitot-Static System Functional and Leak Test | 3-4 |
| Pitot-Static Line Leak Test | 3-6 |
| Mode C Check | 3-7 |
| Encoder Circuit Check | 3-8 |
| 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 | 4-4 |
| STANDBY COMPASS | 4-5 |
| LIST OF ABBREVIATIONS | LA-E-1/LA-E-2 |

TABLE DES MATIÈRES (suite)

| | PAGE |
|---|--------------------------|
| 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 | 3-1 |
| Inspection | 3-2 |
| Essai du réchauffeur de tube Pitot | 3-3 |
| Vérifications de l'alimentation et de l'état de marche de l'altimètre | 3-3 |
| Essai de fonctionnement et d'étanchéité du système Pitot-statique | 3-4 |
| Essai d'étanchéité des conduites Pitot-statique | 3-6 |
| Vérification du Mode C | 3-7 |
| Vérification des circuit de codage | 3-8 |
| 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 | 4-4 |
| COMPAS DE SECOURS | 4-5 |
| LISTE DES ABRÉVIATIONS | LA-F-1/LA-F-2 |

LIST OF FIGURES

| FIGURE | TITLE | PAGE |
|--------|---|---------|
| 1-1 | Signal Pin Functions (2 Sheets) | 1-2 |
| 2-1-1 | Instrument Panel | 2-1-2 |
| 2-1-1A | Instrument Panel (Snowbird Aircraft) | 2-1-2B |
| 2-1-2 | Turn and Slip Indicators Electrical Schematic | 2-1-8 |
| 2-1-3 | Attitude Indicators Electrical Schematic | 2-1-10 |
| 2-1-4 | Fast Gyro Erect Test Harness | 2-1-13 |
| 2-1-5 | Flight Instrument Voltages | 2-1-15 |
| 2-1-6 | Flight Instrument Phase Sequences | 2-1-16 |
| 2-2-1 | Engine Oil Pressure Electrical Schematic | 2-2-14 |
| 2-2-2 | Turbine Exhaust Gas Temperature Indicator Electrical Schematic | 2-2-16 |
| 2-2-3 | Engine Tachometer Electrical Schematic | 2-2-18 |
| 2-2-4 | Engine Life Monitor Electrical Schematic | 2-2-20 |
| 2-2-4A | Engine Life Monitor – Electrical Schematic (Snowbird Aircraft and Aircraft Modified to CF-458)..... | 2-2-21A |
| 2-2-5 | Fuel Quantity and Low Level Warning Indicator Electrical Schematic | 2-2-22 |

LISTE DES FIGURES

| FIGURE | TITRE | PAGE |
|--------|--|---------|
| 1-1 | Tableau des fonctions de broche de signal (2 feuilles) | 1-2 |
| 2-1-1 | Tableau de bord | 2-1-2A |
| 2-1-1A | Tableau de bord (avions Snowbird)..... | 2-1-3 |
| 2-1-2 | Indicateur de virage et de glissade schéma électrique..... | 2-1-9 |
| 2-1-3 | Horizons artificiels schéma électrique..... | 2-1-11 |
| 2-1-4 | Faisceau d'essai d'érection rapide du gyroscope..... | 2-1-13 |
| 2-1-5 | Tension des instruments de vol | 2-1-15 |
| 2-1-6 | Ordre des phases des instruments de vol | 2-1-16 |
| 2-2-1 | Circuit d'indication de pression d'huile réacteur schéma électrique..... | 2-2-15 |
| 2-2-2 | Indicateur de température des gaz d'échappement schéma électrique..... | 2-2-17 |
| 2-2-3 | Tachymètre réacteur schéma électrique..... | 2-2-19 |
| 2-2-4 | Contrôleur de durée de vie réacteur schéma électrique..... | 2-2-21 |
| 2-2-4A | Contrôle de durée de vie réacteur – schéma électrique (Avions Snowbird et avions modifiés selon CF-458)..... | 2-2-21B |
| 2-2-5 | Indicateur de quantité et alarme de bas niveau carburant schéma électrique..... | 2-2-23 |

| | | | |
|-------|---|-------|---|
| 2-3-1 | Wing Flap Position Indicator Electrical Schematic 2-3-4 | 2-3-1 | Indicateur de position volets schéma électrique..... 2-3-5 |
| 2-3-2 | Landing Gear Indicators Electrical Schematic 2-3-6 | 2-3-2 | Indicateurs de position train d'atterrissage schéma électrique..... 2-3-7 |
| 2-4-1 | Accelerometer Register 2-4-4 | 2-4-1 | Accéléromètre enregistreur 2-4-4 |
| 2-4-2 | Registering Accelerometer Electrical Schematic (2 Sheets) 2-4-6 | 2-4-2 | Accéléromètre enregistreur schéma électrique (2 feuilles) 2-4-7 |
| 2-4-3 | Hydraulic Pressure Indicator Electrical Schematic 2-4-10 | 2-4-3 | Indicateur de pression hydraulique schéma électrique..... 2-4-11 |
| 2-5-1 | Servoed Altimeter System Electrical Schematic 2-5-8 | 2-5-1 | Circuit de l'altimètre asservi schéma électrique..... 2-5-9 |
| 2-5-2 | Servoed Altimeter 2-5-10 | 2-5-2 | Altimètre asservi..... 2-5-10 |
| 2-5-3 | Altitude Computer-Indicator 2-5-11 | 2-5-3 | Calculateur indicateur d'altitude..... 2-5-11 |
| 2-5-4 | Altitude Correction Card Format and Correction Figures..... 2-5-12 | 2-5-4 | Carte de correction d'altitude dimensions et valeurs de correction 2-5-12 |
| 3-1 | Pitot Static System (2 Sheets) 3-6 | 3-1 | Système Pitot-statique (2 feuilles) 3-6 |
| 4-1 | Compass System Electrical Schematic (2 Sheets)..... 4-6 | 4-1 | Compas schéma électrique (2 feuilles) 4-7 |

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

1. This publication is one of a series providing descriptive and corrective maintenance instructions for CT114 (Tutor) aircraft, and aircraft modified in accordance with C-12-114-000/CF-459 or CF-461, CF-462, CF-463 and CF-464. For general information and preventive maintenance instructions, see C-12-114-000/MF-000. For a list of applicable publications, see C-12-114-000/AX-000.

SIGNAL PIN FUNCTIONS

2. A list of signal pin functions is provided in Figure 1-1.

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

1. La présente publication fait partie d'un ensemble de documents contenant les données descriptives et les instructions de maintenance corrective pour l'avion CT114 (Tutor) et pour les avions modifiés conformément à C-12-114-000/CF-459 ou CF-461, CF-462, CF-463 et CF-464. Pour tout renseignement d'ordre général et pour les instructions de maintenance préventive, voir C-12-114-000/MF-000. Pour la liste des publications qui s'appliquent à cet avion, voir C-12-114-000/AX-000.

FONCTIONS DE BROCHE DE SIGNAL

2. La figure 1-1 donne la liste des fonctions de broche de signal.

| Designation | Explication |
|-------------------------|---|
| TACH INPUT | entrée tachymètre |
| 115V AC IN | entrée 115 V c.a. |
| COUNTER | compteur |
| RESET | réarmement |
| GROUND | masse |
| 28VDC | 28 V c.c. |
| + 28V IN (VIBRATOR) | entrée +28 V c.c. (vibreux) |
| AC COMMON | neutre - c.a. |
| LAMPS COMMON | neutre - ampoules |
| CHASSIS GROUND | masse boîtier |
| DC COMMON | neutre - c.c. |
| MOTOR DISABLE RELAY | relais moteur inopérant |
| 26V AC OUT | sortie 26 V c.a. |
| SYNCHRO IN | entrée synchro |
| WHITE LIGHTING | éclairage blanc |
| RED LIGHTING 5 V AC | éclairage rouge 5 V c.a. |
| EXTERNAL RESET | réarmement externe |
| 115V AC OUT (SWITCHED) | sortie 115 V c.a. (alimentation commutée) |
| 115V AC GROUND | masse 115 V c.a. |
| 26V AC EXCIT IN (H) | entrée excitation 26 V c.a. (niveau haut) |
| SYNCHRO OUT | sortie synchro |
| ALTITUDE ENCODER OUTPUT | sortie codeur d'altitude |
| COMMON | neutre |
| MAG HDG TO TACAN | cap magnétique vers TACAN |
| H | niveau haut |
| C | neutre |

Figure 1-1 (Sheet 1 of 2) Signal Pin Functions

Figure 1-1 (feuille 1 de 2) Tableau des fonctions de broche de signal

| Designation | Explication |
|----------------------------------|---|
| COMPASS CARD (RH) No. 2 OUTPUT | sortie 2 - rose compas (droite) |
| 26V AC POWER | alimentation 26 V c.a. |
| COMPASS CARD (LH) No. 3 OUTPUT | sortie 3 - rose compas (gauche) |
| INPUT | entrée |
| TACAN No. 4 OUTPUT | sortie 4 - TACAN |
| HDG SYNCH (RH & LH) No. 1 OUTPUT | sortie 1 - synchro cap (droite et gauche) |
| HDG SYNCH | synchro cap |
| COMPASS CARD | rose compas |

Figure 1-1 (Sheet 2 of 2) Signal Pin Functions
 Figure 1-1 (feuille 2 de 2) Tableau des fonctions de broche de signal

PART 2

INSTRUMENTS

SECTION 1

FLIGHT INSTRUMENTS

DESCRIPTION – GENERAL

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 electrical schematics, see Figure 2-1-1. For the flight instruments electrical schematics, see Figures 2-1-2 and 2-1-3. For the functional test of pitot-static instruments, see Part 3.

INSTRUMENT PANELS

2. The instrument panels are installed with Camloc fasteners for ease of maintenance and inspection. The panels are black with white engraving and are finished with a clear, dulling lacquer. The panel is illuminated by edge lighting. Quick-release fasteners facilitate the removal of the centre portion of the instrument panel shroud, thereby providing access to the area behind the instrument panel.

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. For applicable range markings, refer to C-12-114-000/MB-001, Part 4.

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 schémas électriques des instruments de vol, voir figures 2-1-2 et 2-1-3. Pour les essais de fonctionnement des instruments du circuit Pitot-statique, voir partie 3.

TABLEAU DE BORD

2. Les panneaux du tableau de bord sont installés au moyen de fixations Camloc pour en faciliter la maintenance et l'inspection. Les panneaux sont noirs et finis avec une laque transparente mate; les inscriptions sont gravées en blanc. Les panneaux sont éclairés par la tranche. Des fixations rapides facilitent la dépose de la partie centrale du pare-soleil du tableau de bord et permettent l'accès à l'arrière du tableau.

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. Pour les repères de plage applicables, voir C-12-114-000/MB-001, Partie 4.

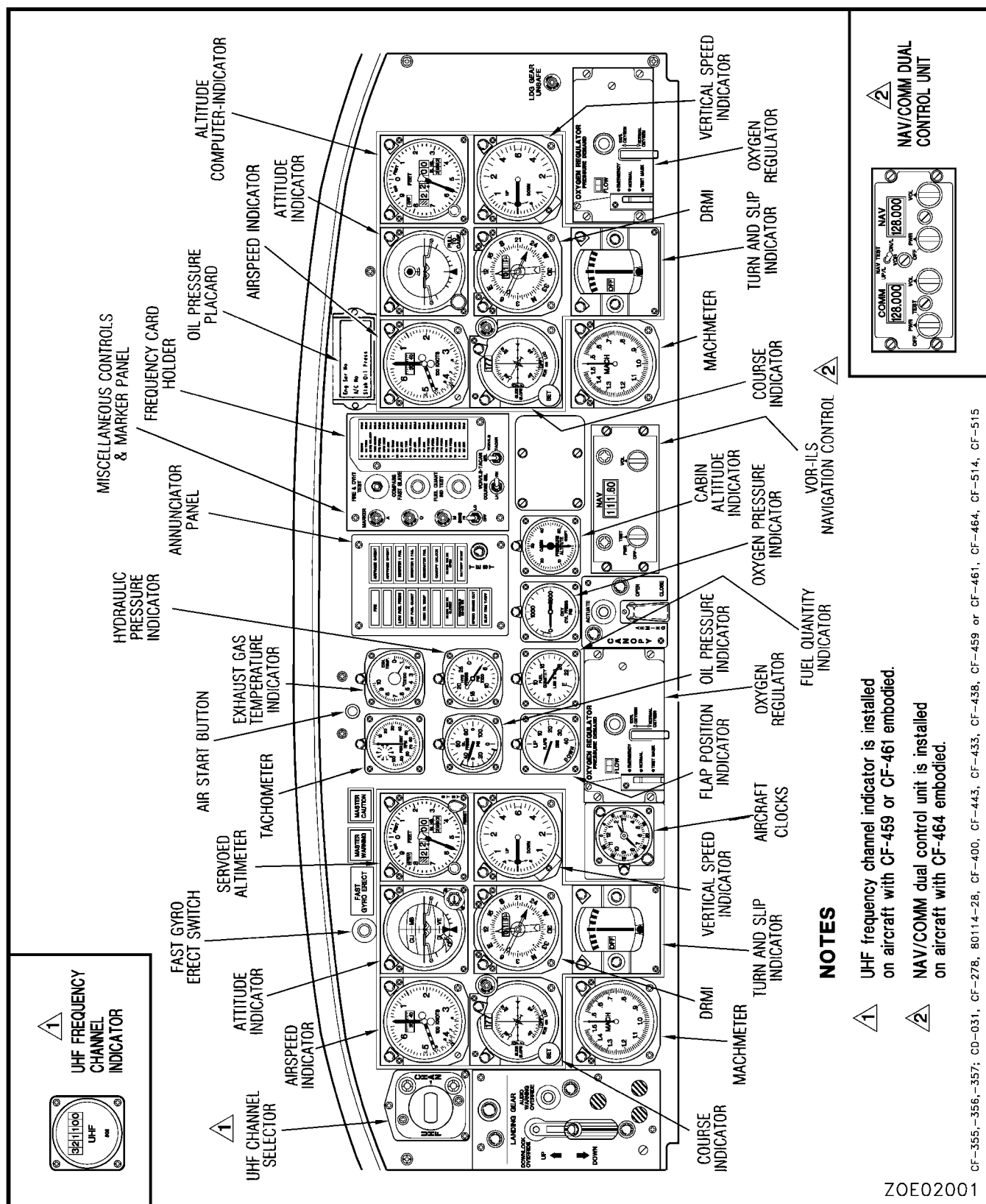


Figure 2-1-1 Instrument Panel

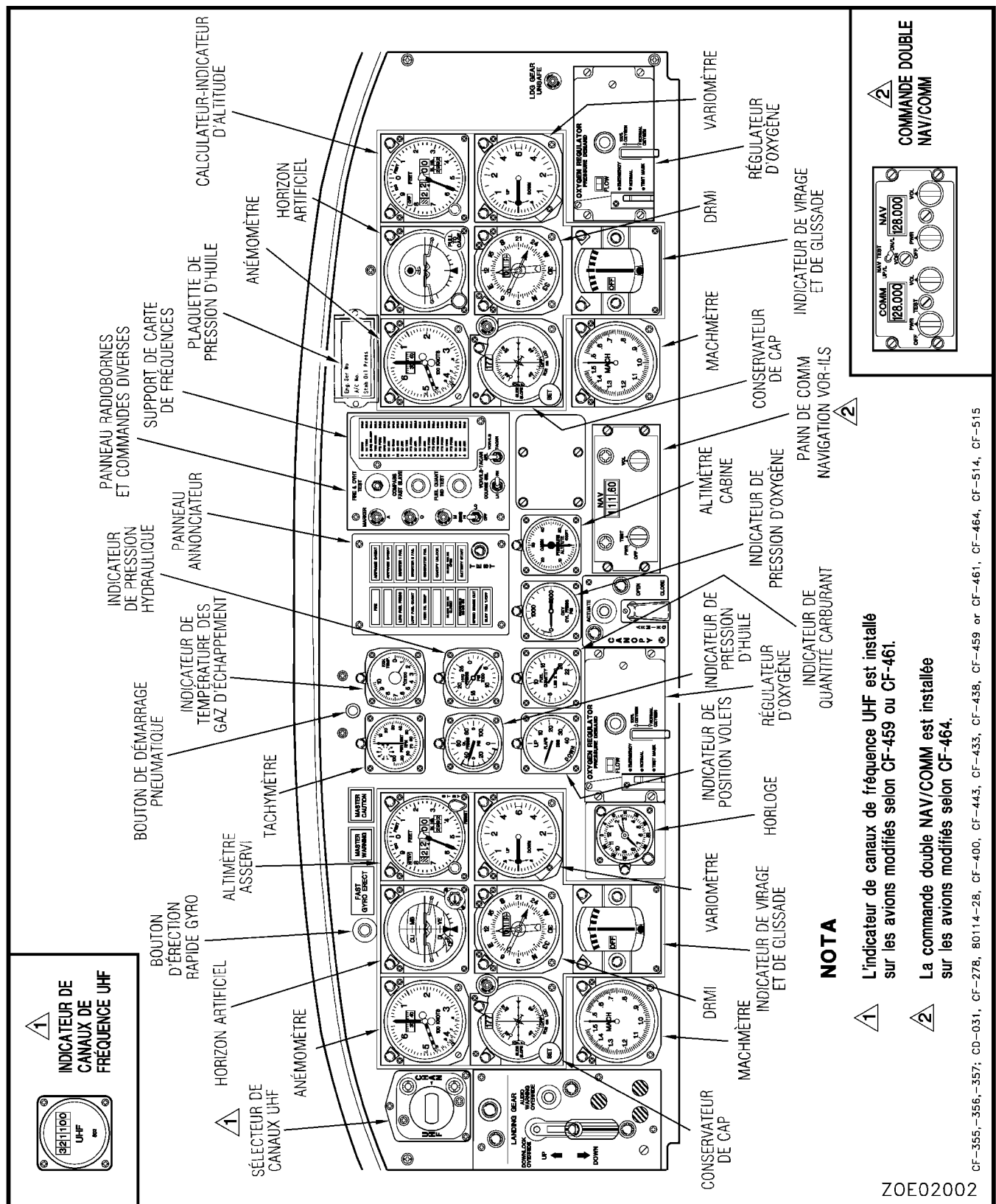


Figure 2-1-1 Tableau de bord

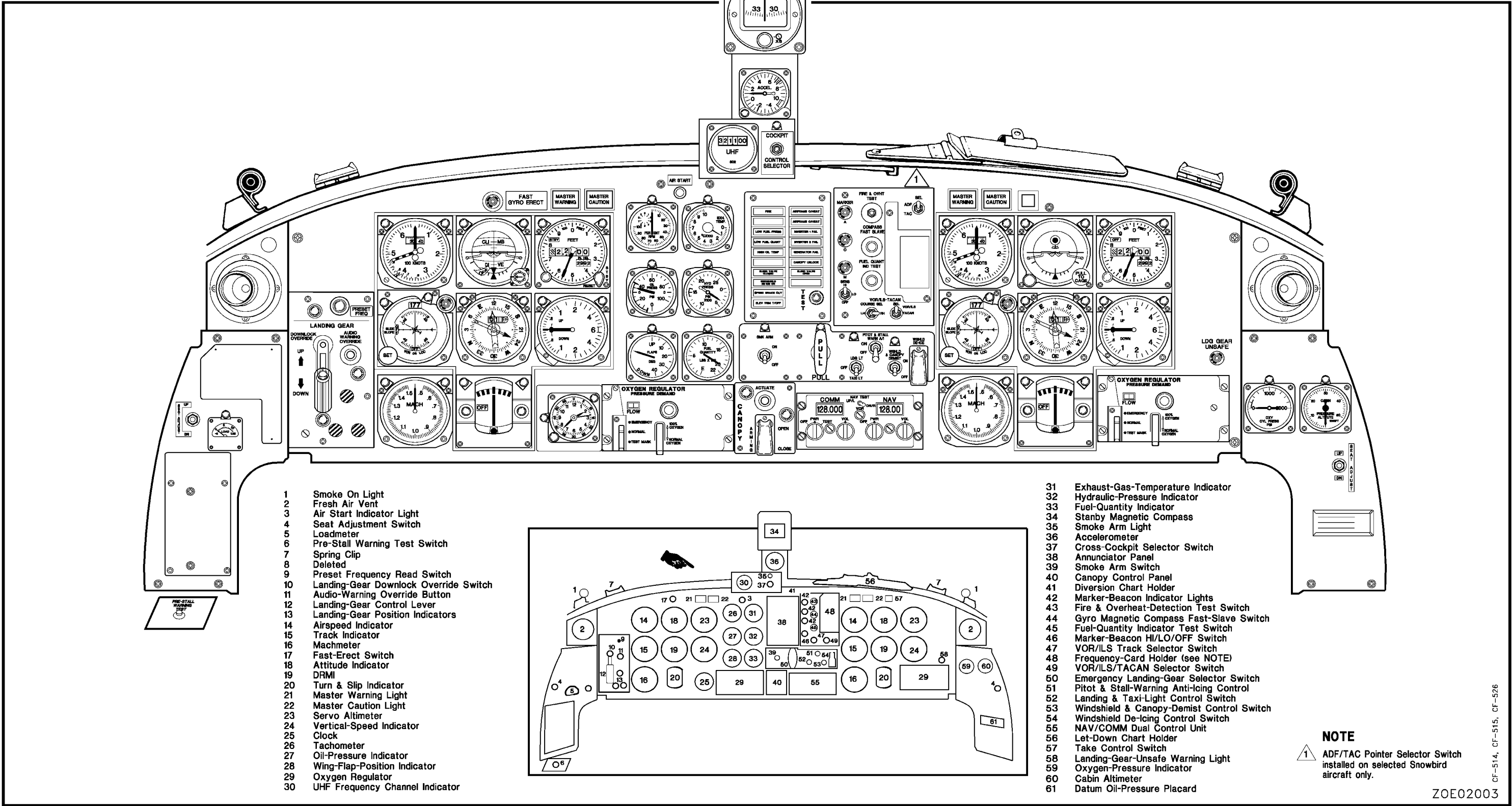


Figure 2-1-1A Instrument Panel (Snowbird Aircraft)

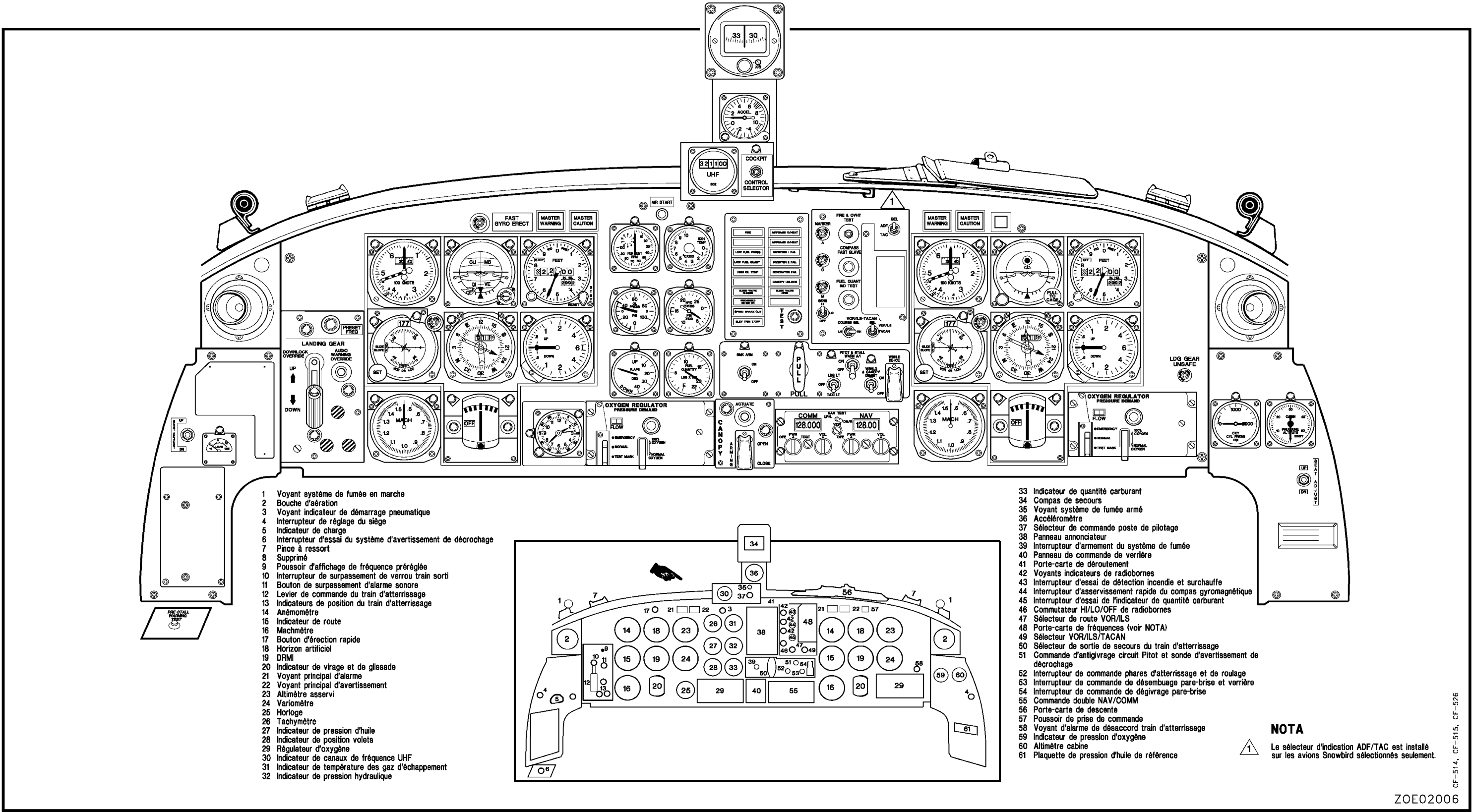


Figure 2-1-1A Tableau de bord (avions Snowbird)

ALTIMETER

4. For the servoed altimeter system, see Section 5.

AIRSPED 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 knots, 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

ALTIMÈTRE

4. Pour l'altimètre asservi, voir section 5.

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 noeuds 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 préreglés 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.

(Pages 2-1-4C to 2-1-4F inclusive are deleted by this change.)
(Les pages 2-1-4C à 2-1-4F inclusivement sont supprimées par ce modificatif.)

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 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-volt dc No. 1 essential bus provides power to the left-hand student's turn indicator gyro and the 28-volt dc No. 2 essential bus provides power to the right-hand instructor's 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

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 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 déraper, 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 déraper 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

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 right-hand indicator contains an integral gyro to position the artificial horizon sphere. During pitch and roll manoeuvres of the aircraft, the gyro 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 plus or minus 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.

13. The left-hand attitude indicator works in conjunction with a remote vertical gyro and a rate switching gyro. The rate switching gyro contains a cutout 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 airplane on the dial to any desired pitch position natural to the aircraft. The FAST GYRO ERECT switch, located above the left attitude indicator,

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 intégré qui détermine la position de la sphère de l'horizon artificiel. Pendant 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 plus ou moins 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. 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

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.

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. Simpson 260 multimeter.
 - c. External power.
 - d. Test harness (see 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-000).
 - d. Push in the following circuit-breakers.
 - (1) No 1 INV. CONTROL.
 - (2) No 2 INV. CONTROL.
 - (3) BUS ISOL No 1.
 - (4) BUS ISOL No 2.
 - (5) PHASE ADAPT No 1.
 - (6) PHASE ADAPT No 2.
 - (7) 26 V.A.C. TRANSF.
 - (8) INV. FAIL IND.
 - (9) GENERATOR FAIL IND.

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.

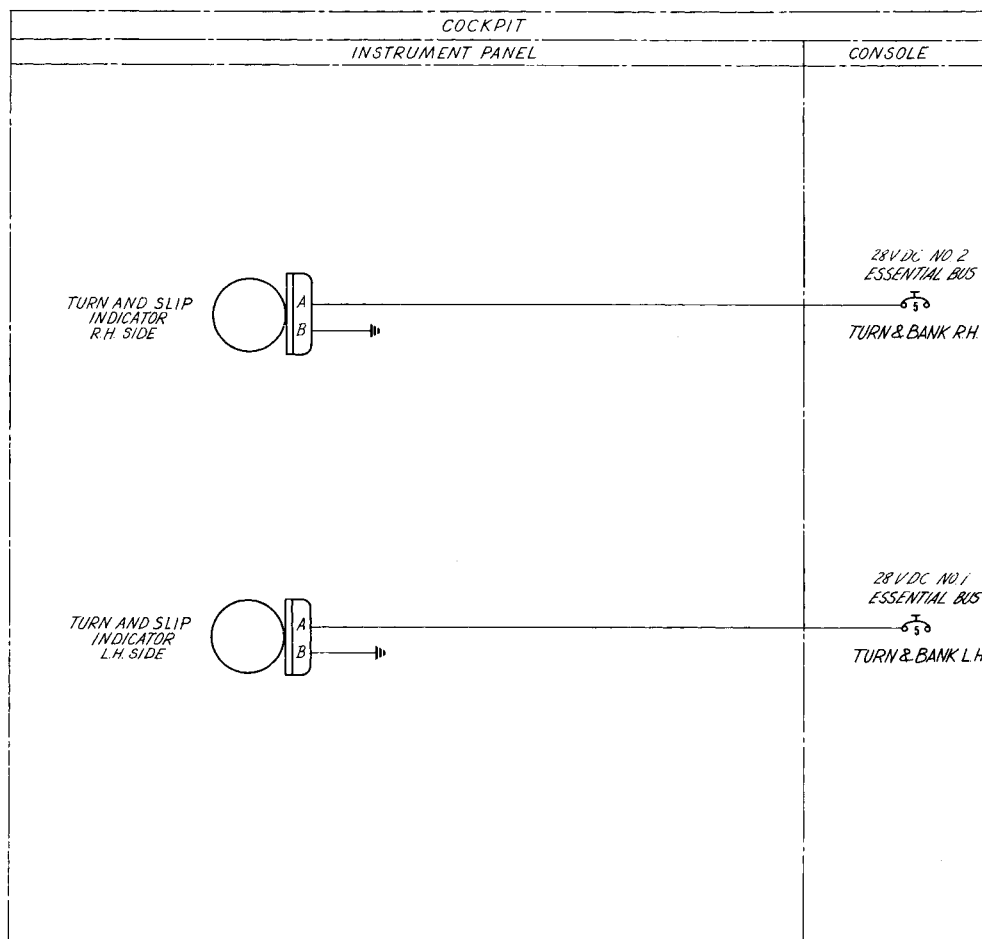
VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DES INDICATEURS DE VIRAGE ET DE GLISSADE ET DU CIRCUIT D'HORIZON ARTIFICIEL

MATÉRIEL

14. Matériel requis :
 - a. Vérificateur de phase (bloc d'alimentation, appareil d'essai PRT 8).
 - b. Multimètre Simpson 260.
 - c. Source d'alimentation de parc.
 - d. Faisceau d'essai (voir figure 2-1-4).

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-000).
 - d. Enclencher les disjoncteurs suivants :
 - (1) No 1 INV. CONTROL.
 - (2) No 2 INV. CONTROL.
 - (3) BUS ISOL No 1.
 - (4) BUS ISOL No 2.
 - (5) PHASE ADAPT No 1.
 - (6) PHASE ADAPT No 2.
 - (7) 26 V.A.C. TRANSF.
 - (8) INV. FAIL IND.
 - (9) GENERATOR FAIL. IND.



41A-50120 WC

ZOE02014

Figure 2-1-2 Turn and Slip Indicators – Electrical Schematic

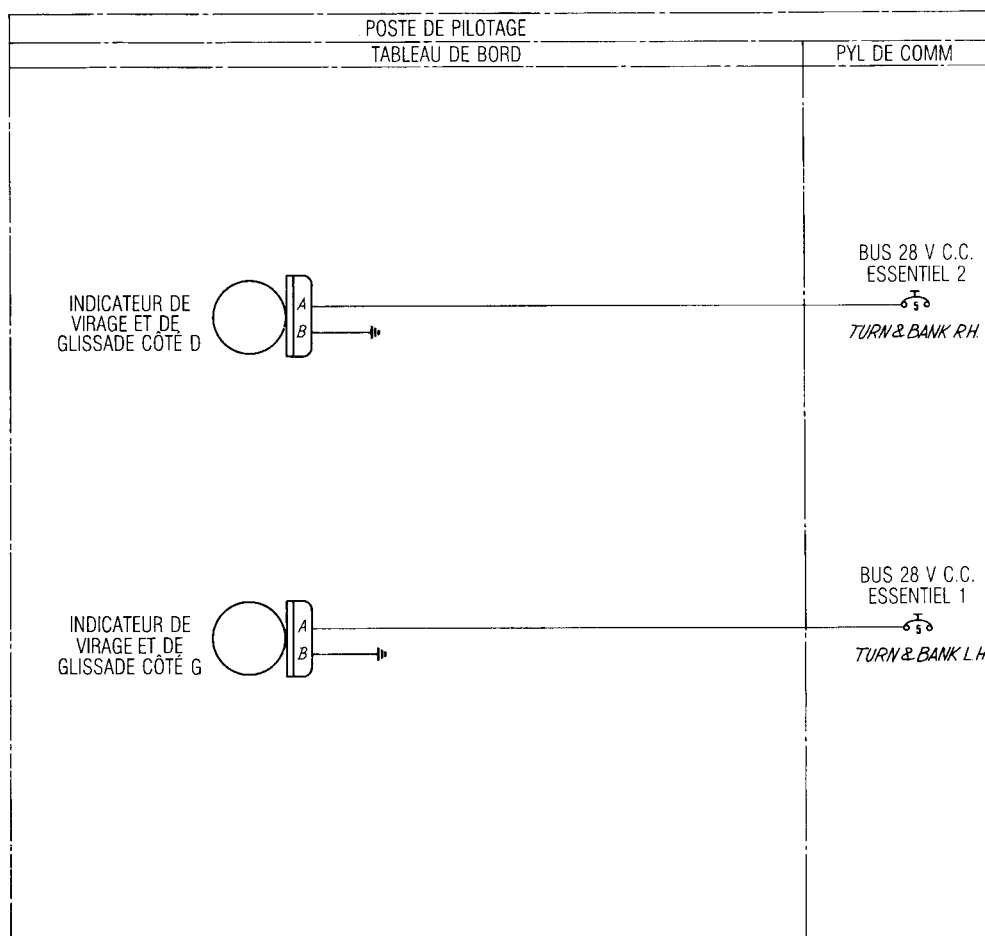
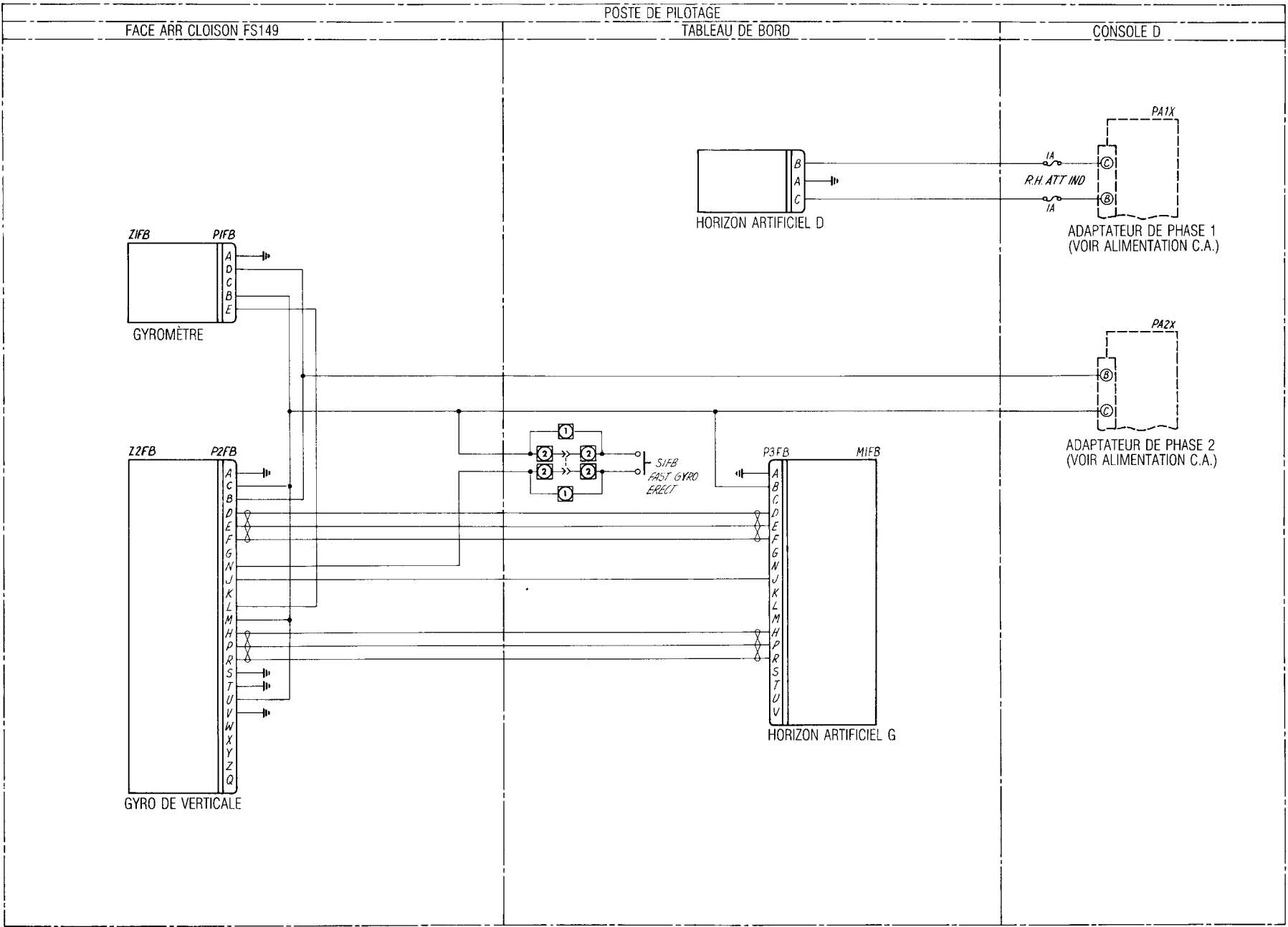


Figure 2-1-2 Indicateur de virage et de glissade – schéma électrique

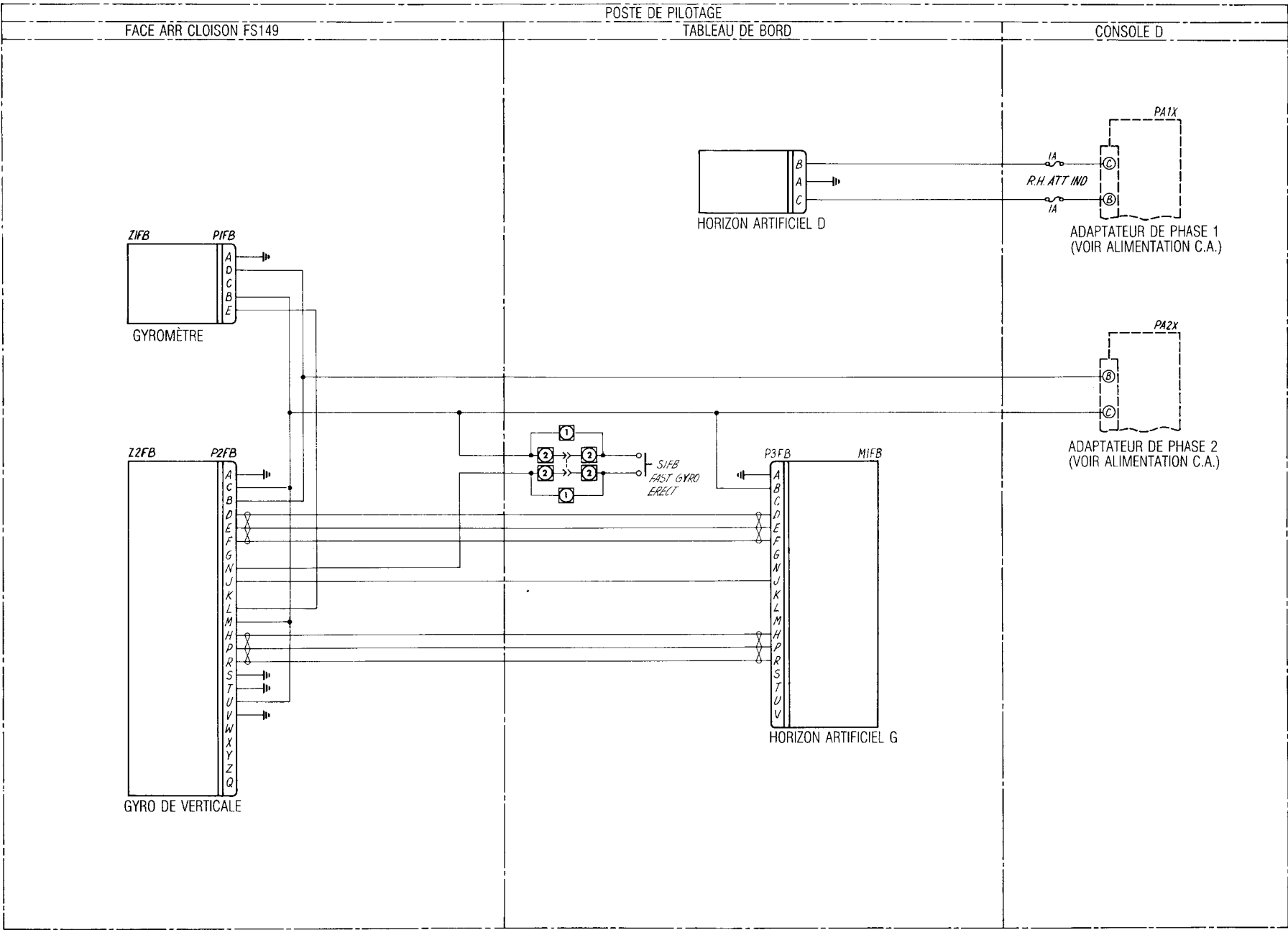


VALIDITÉ

- ① Avions 26001 à 26010 modifiés selon ECP 175.
- ② Avions 26141 et suivants, et avions 26011 à 26410 modifiés selon ECP 175.

41A-50121A, 40 88 11201, 41 44 50421, 64/134

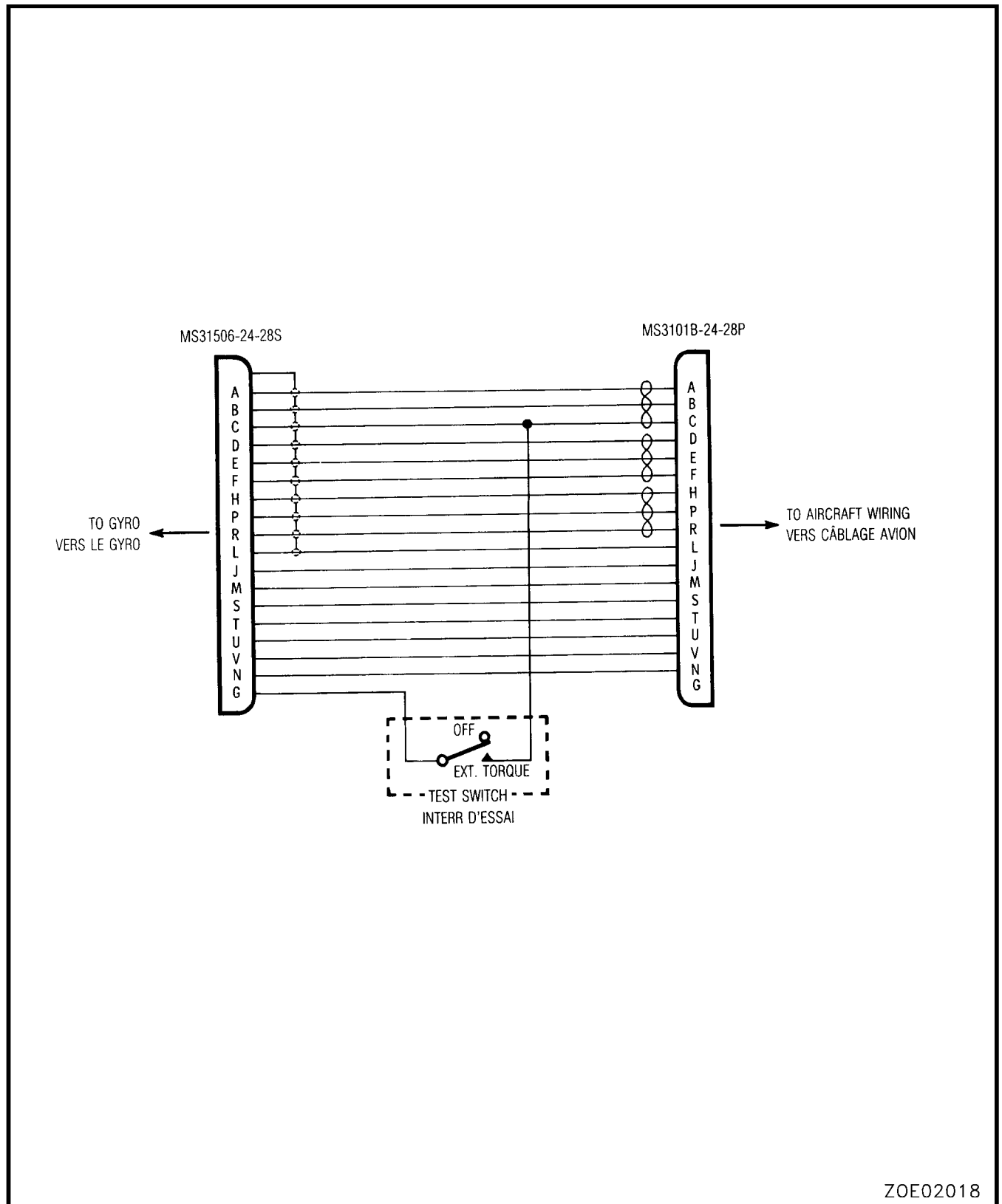
Figure 2-1-3 Attitude Indicators – Electrical Schematic



- VALIDITÉ**
- ① Avions 26001 à 26010 modifiés selon ECP 175.
 - ② Avions 26141 et suivants, et avions 26011 à 26410 modifiés selon ECP 175.

41A-5012/1A, 1C0 B3, 11E02/1, 1F 40A-5012/1, 6A/134

Figure 2-1-3 Horizons artificiels – schéma électrique



ZOE02018

Figure 2-1-4 Fast Gyro Erect Test Harness

Figure 2-1-4 Faisceau d'essay d'érection rapide du gyroscope

(10) TURN & BANK L.H.

(11) TURN & BANK 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-000).
- h. Connect all harnesses to their respective instruments and pull out all applicable circuit-breakers.

POWER FAILURE WARNING AND INSTRUMENT ALIGNMENT CHECK

16. Proceed as follows :

- a. Energize the main dc bus (see C-12-114-000/MF-000).
- 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 (one minute after switching on).
 - (4) RH attitude indicator (cage and uncage 15 seconds after switching on).



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

- c. Pull out the TURN & BANK LH indicator circuit-breaker and check that the power off flag appears in the instrument.

(10) TURN & BANK L.H.

(11) TURN & BANK 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-000).
- h. Brancher tous les faisceaux à leurs instruments respectifs et désenclencher tous les disjoncteurs correspondants.

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

16. Procéder comme suit :

- a. Mettre sous tension le bus c.c. principal (voir C-12-114-000/MF-000)
- 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 (une minute après la mise en marche).
 - (4) Horizon artificiel droit (bloquer et débloquer 15 secondes après la mise en marche).



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

- c. Désenclencher le disjoncteur TURN & BANK LH et vérifier que le drapeau d'arrêt d'alimentation apparaît sur l'instrument.

| Component Composant | From Terminal/Pin De la borne/broche | To Terminal/Pin Vers la borne/broche | Voltage Tension |
|---|---|---|--|
| LH Turn and Bank 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 Bank 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 Connecteur faisceau horizon artificiel droit P4FB | To pin A Vers broche A | To pin B Vers broche B | To pin C Vers broche B | Green light BRIGHT Red light DIM Voyant vert BRIGHT Voyant rouge DIM |
| Vertical Gyro Harness Connector P2FB Connecteur faisceau gyro de verticale P2FB | To pin A Vers broche A | To pin B Vers broche B | To pin C Vers broche C | Green light BRIGHT Red light DIM 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

- d.

Pull out the TURN & BANK 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.
- d.

Désenclencher le disjoncteur TURN & BANK 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.



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



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

- 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.
- 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. Tilt the vertical gyro to simulate LH and RH roll and check that the LH attitude indicator responds correctly.
- j. Attach the gyro to its mounting.
- k. Push in the TURN & BANK 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 inch (1.6 mm) and that the LH and RH attitude indicators read the same attitude to within a maximum difference of 1.5 degrees.

GYRO FAST ERECTION CHECK

17. Proceed as follows :

- a. Set No. 1 and No. 2 inverter switches to OFF.
- b. Remove connector from vertical gyro and connect test harness between gyro and aircraft harness.
- c. 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.
- d. 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.
- e. Push in FAST GYRO ERECT switch and check that within approximately 20 seconds the indicator returns to level plus or minus 1 degree in pitch and roll.
- f. Release FAST GYRO ERECT switch.
- g. Set No. 1 and No. 2 inverter switches to OFF.
- h. Remove test harness and reconnect gyro.

- h. Incliner le gyro de verticale pour simuler un roulis à gauche et à droite, et vérifier que l'horizon artificiel gauche réagit correctement.
- j. Fixer le gyro sur son support.
- k. Enclencher les disjoncteurs TURN & BANK LH et RH et vérifier que, après trois minutes, les deux indicateurs de virage et de glissade 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.

VÉRIFICATION D'ÉRECTION RAPIDE DU GYROSCOPE

17. Procéder comme suit :

- a. Mettre les interrupteurs des convertisseurs 1 et 2 sur OFF.
- b. Débrancher le connecteur du gyro de verticale et brancher le faisceau d'essai entre le gyro et le faisceau de l'avion.
- c. 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.
- d. 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.
- e. Enfoncer le poussoir FAST GYRO ERECT et vérifier que, en moins de 20 secondes environ, l'horizon artificiel revient à l'horizontale, à plus ou moins 1 degré de roulis et de tangage.
- f. Relâcher le poussoir FAST GYRO ERECT.
- g. Mettre les interrupteurs des convertisseurs 1 et 2 sur OFF.
- h. Débrancher le faisceau d'essai et rebrancher le gyro.

- j. De-energize the main dc bus (see C-12-114-000/MF-000). Return all switches to off and pull out all applicable circuit-breakers.

AIRCRAFT CLOCK

18. One Model W33-7545-10 eight-day 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 is graduated from minus 5 to plus 10 G units. The outer pointer continuously indicates 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 center of windshield centre bar, without a locking bar.

- j. Mettre le bus c.c. principal hors tension (voir C-12-114-000/MF-000). Remettre tous les interrupteurs sur OFF et désenclencher tous les disjoncteurs touchés.

HORLOGE

18. L'avion est équipé d'une horloge huit jours, modèle W33-7545-10, 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 de moins 5 à plus 10 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-000 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-volt 400-cycle ac through a circuit-breaker. 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

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-000 pour les voyants suivants du panneau annonceur : 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, via un disjoncteur. 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

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

FUNCTIONAL CHECK OF EGT

EQUIPMENT

5. The following equipment is required :
- External power supply.
 - Jetcal analyzer BH112 JA-52 with the following accessories :
 - Junction box BH361-8.
 - Check cable adapter BH2724.
 - 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.

- Set the Jetcal temperature regulator to zero and place the selector switch SW-1 to OFF.
- Connect Jetcal analyzer to external power unit, ground and connect external power to Jetcal analyzer receptacle P-1.
- Connect check cable adapter to Jetcal S-1 and to junction box.
- Connect one heater probe to junction box.
- Set SW-6 to MECH ZERO and mechanically set GALVO-1 to zero.
- Set SW-6 to RANGE.

d'étalonnage permet de régler la résistance du circuit à 8 ohms. L'indicateur EGT donne une indication moyenne de la température des gaz d'échappement 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.

VÉRIFICATION DE FONCTIONNEMENT DE L'INDICATEUR EGT

MATÉRIEL

5. Matériel requis :
- Source d'alimentation de parc.
 - Appareil d'essai Jetcal BH112 JA-52 avec les accessoires suivants :
 - Boîte de jonction BH 361-8.
 - Adaptateur de câble de vérification BH 2724.
 - 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.

- Régler le régulateur de température du Jetcal à zéro et mettre le sélecteur SW-1 sur OFF.
- Brancher l'appareil d'essai Jetcal à la source de parc, mettre à la masse et brancher la source de parc à la prise P-1 de l'appareil d'essai Jetcal.
- Brancher l'adaptateur du câble de vérification au S-1 du Jetcal et à la boîte de jonction.
- Brancher une sonde thermique à la boîte de jonction.
- Mettre SW-6 sur MECH ZERO et régler mécaniquement GALVO-1 à zéro.
- Mettre SW-6 sur RANGE.

- g. Turn temperature regulator to maximum and heat the heater probe until Jetcal potentiometer reads 650 degrees C plus or minus 150 degrees C (1202 degrees F plus or minus 302 degrees F).

• • • • •
• **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.
- j. Set SW-6 to MECH ZERO.
- k. Turn temperature regulator to zero.
- m. Connect one heater probe between each thermocouple and the junction box.
- n. Set SW-6 to RANGE.
- p. Turn temperature regulator to maximum until the heater probes reach engine test temperature (see C-12-114-0D0/ MF-000). Adjust temperature regulator until heater probe temperature stabilizes at engine test temperature.

NOTE

Allow approximately 10 minutes for the thermocouples to stabilize.

- q. Read the temperature on the Jetcal and the EGT indicator. The difference between the readings is the indicated error of the EGT system.
- r. Ensure that the EGT system error does not exceed the permissible tolerance (see C-12-114-0D0/MF-000).
- s. Set SW-6 to MECH ZERO and turn the temperature regulator to zero.

- g. Tourner le régulateur de température au maximum et chauffer la sonde thermique jusqu'à ce que le potentiomètre du Jetcal indique 650 degrés C plus ou moins 150 degrés C (1202 degrés F plus ou moins 302 degrés F).

• • • • •
• **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.
- j. Mettre SW-6 sur MECH ZERO.
- k. Tourner le régulateur de température à zéro.
- m. Brancher une sonde thermique entre chaque thermocouple et la boîte de jonction.
- n. Mettre SW-6 sur RANGE.
- p. Tourner le régulateur de température au maximum jusqu'à ce que les sondes thermiques indiquent la température d'essai du réacteur (voir C-12-114-0D0/MF-000). 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.

- q. Lire la température sur le Jetcal et sur l'indicateur EGT. La différence entre les deux valeurs est l'erreur indiquée du circuit EGT.
- r. S'assurer que l'erreur du circuit EGT ne dépasse pas les tolérances permises (voir C-12-114-0D0/MF-000).
- s. Mettre SW-6 sur MECH ZERO et tourner le régulateur de température à zéro.

- t. Set selector switch SW-1 to OFF.
- u. Remove the heater probes and cables from the aircraft and remove the analyzer and external power unit.

EGT CIRCUIT RESISTANCE CHECK

7. The following equipment is required:

- a. External power supply.
- a1. Barfield digital turbine temperature test set model number TT1000A (NSN: 4920-01-279-0652) or,
- b. Jetcal analyzer BH112 JA-52 with the following accessories:
 - (1) Resistance check adapter BH823.
 - (2) Instrument cable BH485.

7A. 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.

- t. Mettre le sélecteur SW-1 sur OFF.
- u. Enlever les sondes thermiques et les câbles de l'avion et débrancher l'appareil d'essai et la source de parc.

VÉRIFICATION DE RÉSISTANCE DU CIRCUIT EGT

7. Matériel requis :

- a. Source d'alimentation de parc.
- a1. Appareil d'essai de température turbine numérique Barfield TT1000A (NNO : 4920-01-279-0652) ou
- b. Appareil d'essai Jetcal BH112 JA-52 avec les accessoires suivants :
 - (1) Adaptateur de vérification de résistance BH823.
 - (2) Câble d'instrument BH485.

7A. 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. Connect Barfield test set leads to aircraft thermocouple leads.

NOTE

Observing correct polarity is non-essential.

- j. Press and hold black MEASURE button. Indicated EGT circuit resistance must be 8 ohms ± 0.05 ohms.
- k. If indicated system resistance is not within given range, gain access to resistance spool (refer to C-12-114-0E0/MF-000, Figure 130B, Index 7) and adjust spool as necessary.

NOTE

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

- m. Disconnect Barfield test set leads from aircraft thermocouple leads.
- n. Reconnect aircraft thermocouple leads to aircraft EGT indicator.
- p. Secure resistance spool, if required.
- q. Set Barfield test set power switch to OFF.

8. 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 (plus or minus 0.05 ohms).
- h. Set SW-1 to RES.

- 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.

- j. Enfoncer et maintenir enfoncé le bouton noir MEASURE résistance indiquée du circuit EGT doit être de 8 ohms ± 0.05 ohm.
- k. Si la résistance indiquée du circuit n'est pas à l'intérieur de la plage stipulée, accéder à la bobine de résistance (voir C-12-114-0E0/MF-000, figure 130B, article 7) et régler la bobine au besoin.

NOTA

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

- m. Débrancher les fils de l'appareil d'essai Barfield des fils des thermocouples de l'avion.
- n. Rebrancher les fils des thermocouples de l'avion à l'indicateur EGT de l'avion.
- p. Fixer la bobine de résistance, si nécessaire.
- q. Régler l'interrupteur d'alimentation de l'appareil d'essai Barfield à OFF.

8. Pour effectuer un essai à l'aide de l'appareil d'essai Jetcal, 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 (plus ou moins 0.05) ohms.
- h. Mettre SW-1 sur RES.

- j. Set SW-6 to RANGE.
- k. 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. Only one spool is used, the other is a spare.

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

EGT CIRCUIT INSULATION CHECK

- 9. 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.
- 10. 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 RX 1000.
 - g. Connect one adapter lead to bare thermocouple in aircraft and one lead to aircraft ground.

- j. Mettre SW-6 sur RANGE.
- k. 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 résistance pour que GALVO-1 indique zéro. Une seule bobine de résistance est utilisée; l'autre est une bobine de rechange.

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

VÉRIFICATION DE RÉSISTANCE D'ISOLEMENT DU CIRCUIT EGT

- 9. 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.
- 10. 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 RX 1000.
 - g. Brancher un fil de l'adaptateur au thermocouple nu dans l'avion et un autre à la masse de l'avion.

- h. Check that the insulation check meter reads 10 000 ohms or over.
- j. Set SW-1 to OFF.
- k. Remove adapter and instrument cable.
- m. Remove analyzer and external power.

EGT INDICATOR CHECK

- 11. The following equipment is required:
 - a. External power supply.
 - b. Jetcal analyzer BH112 JA-52 with the following accessories:
 - (1) EGT indicator check adapter BH822.
 - (2) Instrument cable BH485.
- 12. Proceed as follows:
 - a. Set SW-1 to OFF.
 - b. Connect external power supply to receptacle P-1.
 - c. Connect EGT adapter to Jetcal instrument cable and connect the Jetcal instrument cable to input receptacle P-3.
 - d. Connect the EGT adapter to the EGT indicator.
 - e. Set SW-6 to MECH ZERO and mechanically set GALVO-1 to zero.
 - f. Set potentiometer to test temperature.
 - g. Set SW-4 to 8 (plus or minus 0.05) ohms.
 - h. Set SW-6 to RANGE.
 - j. Adjust rheostat R-1 until GALVO-1 reads zero.
 - k. 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-000).

- h. Vérifier que l'appareil de mesure de résistance d'isolement indique 10 000 ohms ou plus.
- j. Mettre SW-1 sur OFF.
- k. Enlever l'adaptateur et le câble d'instrument.
- m. Débrancher l'appareil d'essai et le groupe de parc.

VÉRIFICATION DE L'INDICATEUR EGT

- 11. 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 l'indicateur EGT BH822.
 - (2) Câble d'instrument BH485.
- 12. Procéder comme suit :
 - a. Mettre SW-1 sur OFF.
 - b. Brancher la source de parc à la prise P-1.
 - c. Brancher l'adaptateur EGT au câble d'instrument du Jetcal, et brancher ce câble à la prise P-3.
 - d. Brancher l'adaptateur EGT à l'indicateur EGT.
 - e. Mettre SW-6 sur MECH ZERO et régler mécaniquement GALVO-1 à zéro.
 - f. Régler le potentiomètre à la température d'essai.
 - g. Régler SW-4 à 8 (plus ou moins 0.05) ohms.
 - h. Mettre SW-6 sur RANGE.
 - j. Régler le rhéostat R-1 pour que GALVO-1 indique zéro.
 - k. 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-000).

- m. Set SW-6 to MECH ZERO.
- n. Set SW-1 to OFF.
- p. Remove test adapter, remove analyzer and external power supply.

ENGINE TACHOMETER

13. 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 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 3-phase winding, and a two-pole permanent magnet rotor driven by a square drive-shaft through a flexible coupling. The indicator consists of a 3-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.

ENGINE LIFE MONITOR

14. The service life of the engine is monitored by a low cycle fatigue monitor located on the right console. 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.

FUEL QUANTITY AND LOW LEVEL INDICATING SYSTEM

GENERAL

15. The fuel quantity indicating system provides a visual indication of weight of fuel in the five fuel cells. The fuel quantity indicator is installed on the pilot's instrument panel. Power for the system is supplied from the 115-volt 400-cycle No. 2 ac bus to the fuel

- m. Mettre SW-6 sur MECH ZERO.
- n. Mettre SW-1 sur OFF.
- p. Enlever l'adaptateur d'essai, débrancher l'appareil d'essai et la source de parc.

TACHYMÈTRE RÉACTEUR

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

CONTRÔLEUR DE DURÉE DE VIE RÉACTEUR

14. Le contrôle de la durée de vie en service du réacteur est assuré par un contrôleur de fatigue oligocyclique situé sur la console droite. 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.

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

GÉNÉRALITÉS

15. 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 sur le tableau de bord pilote. Il est alimenté par le bus c.a. 2, 115

quantity indicator. A test switch is used to check that power is supplied to the indicator.

16. 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 forward fuel cell. For the electrical schematic of the fuel quantity and low level warning system, see Figure 2-2-5.

FUEL QUANTITY INDICATOR

17. 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

18. 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

19. **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

V, 400 Hz. Un poussoir d'essai permet de vérifier l'alimentation de l'indicateur.

16. 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 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

17. 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

18. 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

19. **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

completely empty (except for the collector tank). To calibrate the system with the fuel tanks full or partially full, see the following paragraphs.

20. **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 external power and set No. 1 and No. 2 inverter switches to ON.
- 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.
- j. On tester GTF-6, set the capacitance function switch to A/C TEST-COMP. Note the reading on the digital display.
- k. 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.
- m. Set the capacitance function switch to SIM SET-COMP.
- n. Adjust the COMP SIMULATOR dial to the result obtained in step k.
- p. Set the capacitance function switch to AC TEST-UNSH. Note the reading on the digital display.

vides (sauf en ce qui concerne la nourriture). Pour l'étalonnage du circuit avec réservoirs pleins ou partiellement pleins, voir les paragraphes qui suivent.

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

NOTA

S'assurer que les réservoirs carburant sont complètement vides (sauf la nourriture) 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. Appliquer l'alimentation de parc et mettre les interrupteurs des convertisseurs 1 et 2 sur ON.
- 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.
- j. 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.
- k. 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.
- m. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur SIM SET-COMP.
- n. Régler le cadran COMP SIMULATOR sur le résultat obtenu à l'étape k.
- p. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur ACTEST-UNSH. noter la valeur de l'affichage numérique.

- q. 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.
- r. Set the capacitance function switch to SIM SET-PROBE.
- s. Adjust the PROBE SIMULATOR dial to the value obtained in step q.
- t. Set the capacitance function switch to IND TEST-A/C + PROBE SIM + COMP SIM.
- u. 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 test procedure.

- v. Switch off the tester.
- w. Remove power from the aircraft and disconnect the tester.

21. **DELETED**22. **Calibration with Full or Partially Full Tanks.** Proceed as follows:**NOTE**

Ensure 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 external power and set No. 1 and No. 2 inverter switches to ON.
- 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.

- q. 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.
- r. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur SIM SET-PROBE.
- s. Régler le cadran PROBE SIMULATOR sur le résultat obtenu à l'étape q.
- t. Mettre le sélecteur de fonction capacité sur IND TEST-A/C + PROBE SIM + COMP SIM.
- u. 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 effectue un réglage quand le réservoir est au niveau plein ou vide, répéter la procédure d'essai.

- v. Éteindre l'appareil d'essai.
- w. Couper l'alimentation de l'avion et débrancher l'appareil d'essai.

21. **SUPPRIMÉ**22. **Étalonnage avec réservoirs pleins ou partiellement pleins.** Procéder comme suit :**NOTA**

S'assurer que l'appareil d'essai du circuit d'indication de quantité carburant est bien mis à la masse conformément à C-67-T54-000/MS-000.

- a. Brancher l'appareil d'essai GTF-6 à l'avion.
- b. Appliquer l'alimentation de parc et mettre les interrupteurs des convertisseurs 1 et 2 sur ON.
- 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. 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.
- (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 test procedure.

j. 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.

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) 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 effectue un réglage quand le réservoir est au niveau plein ou vide, répéter la procédure d'essai.

j. 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.

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 go out.
- 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.
- g. **DELETED**

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.
- 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.
- g. **SUPPRIMÉ**

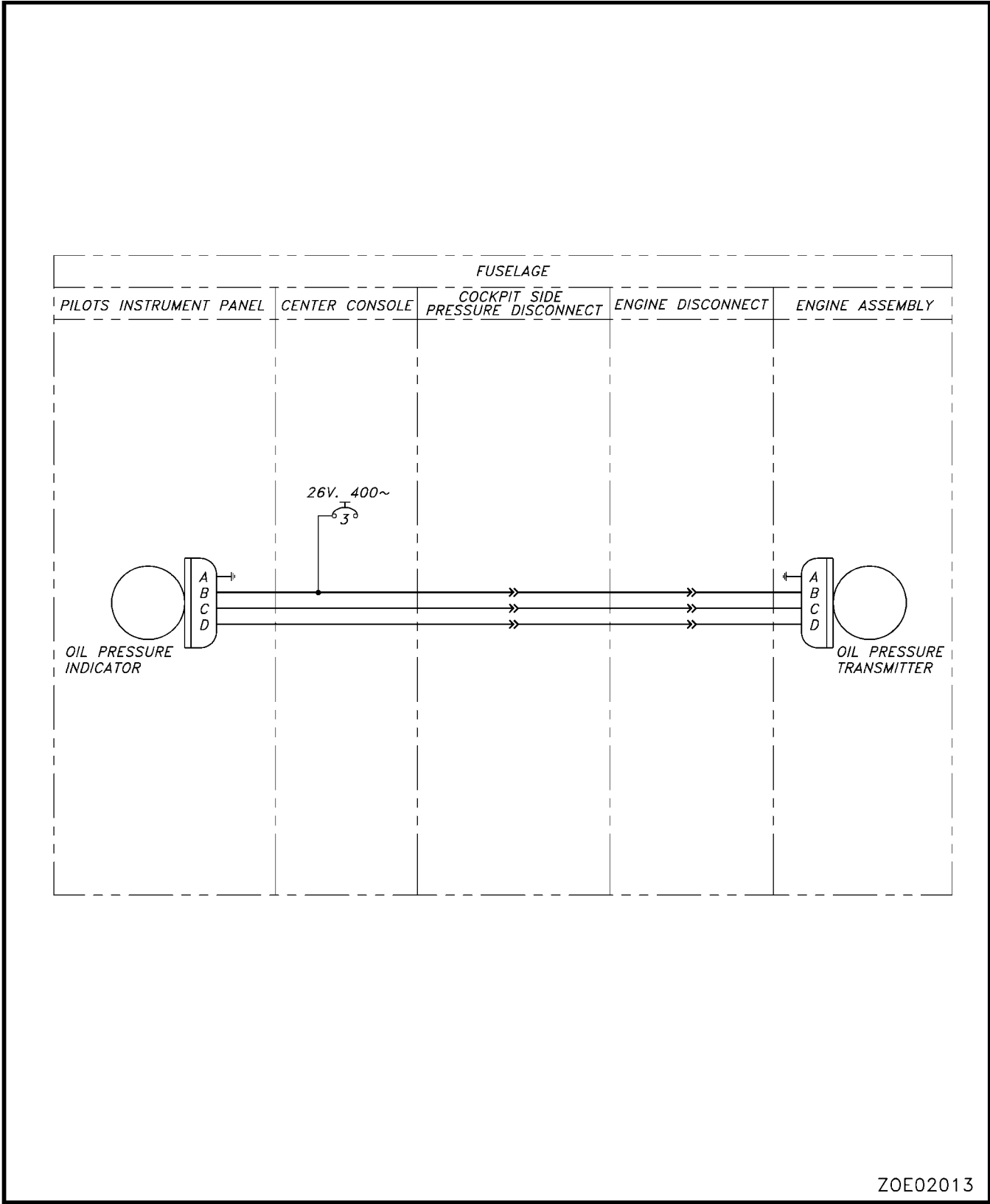


Figure 2-2-1 Engine Oil Pressure – Electrical Schematic

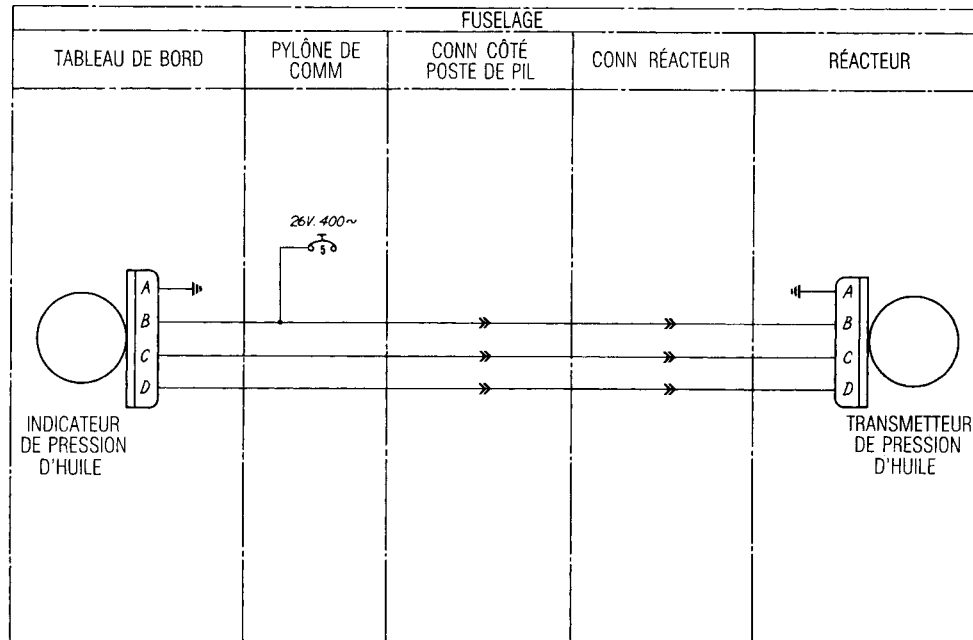
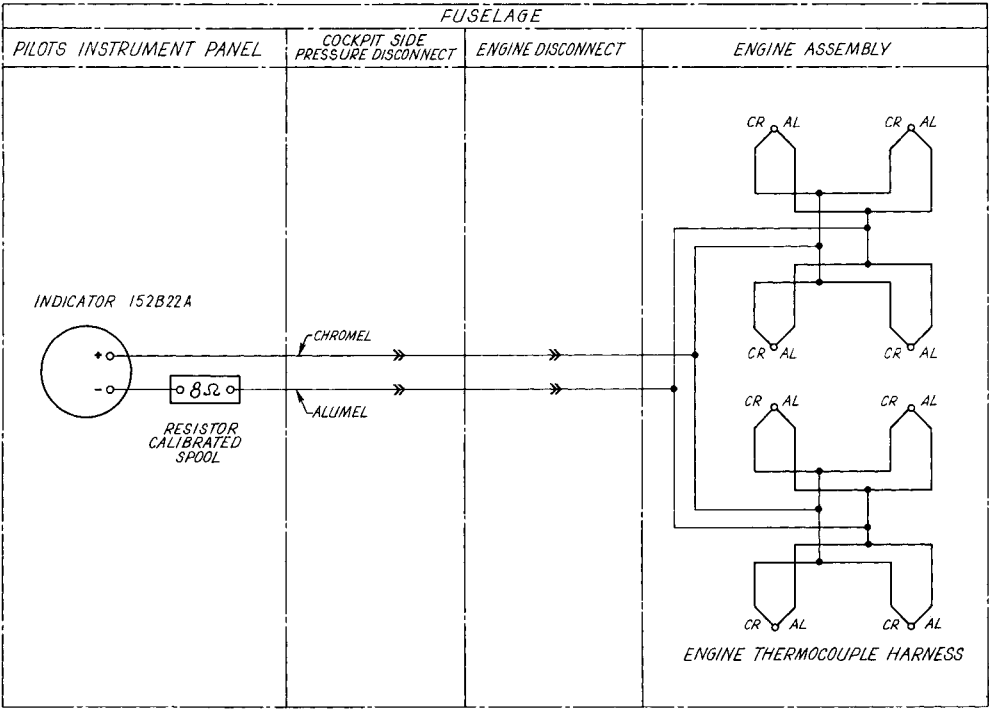


Figure 2-2-1 Circuit d'indication de pression d'huile réacteur – schéma électrique



41A-50103A, CF-433

ZOE02020

Figure 2-2-2 Turbine Exhaust Gas Temperature Indicator – Electrical Schematic

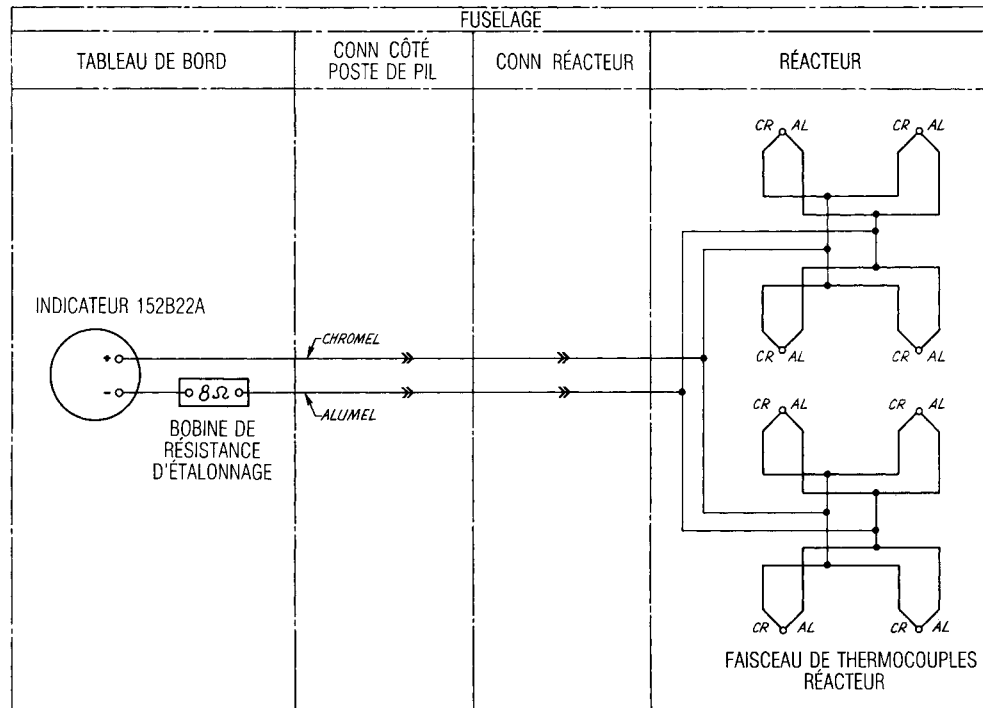
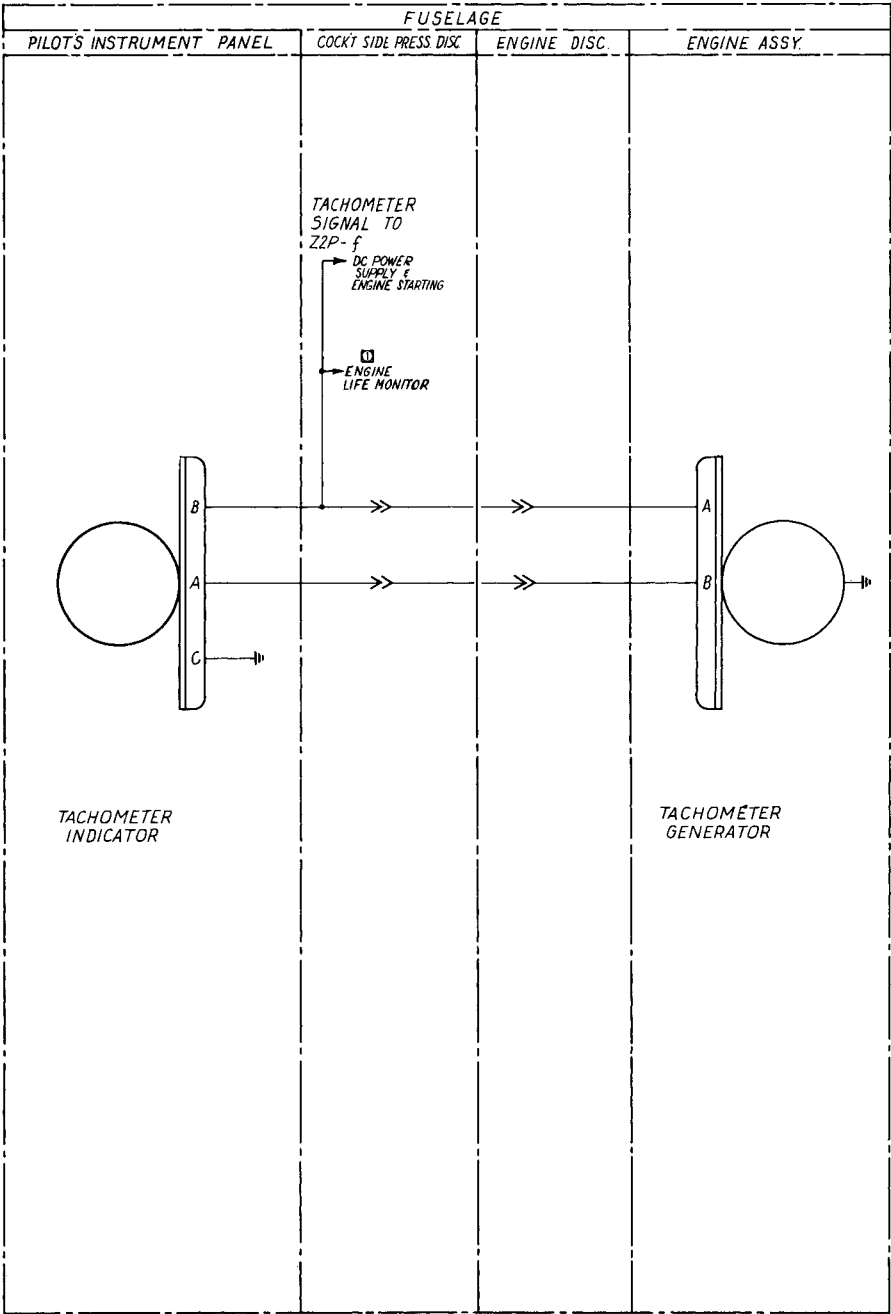


Figure 2-2-2 Indicateur de température des gaz d'échappement – schéma électrique

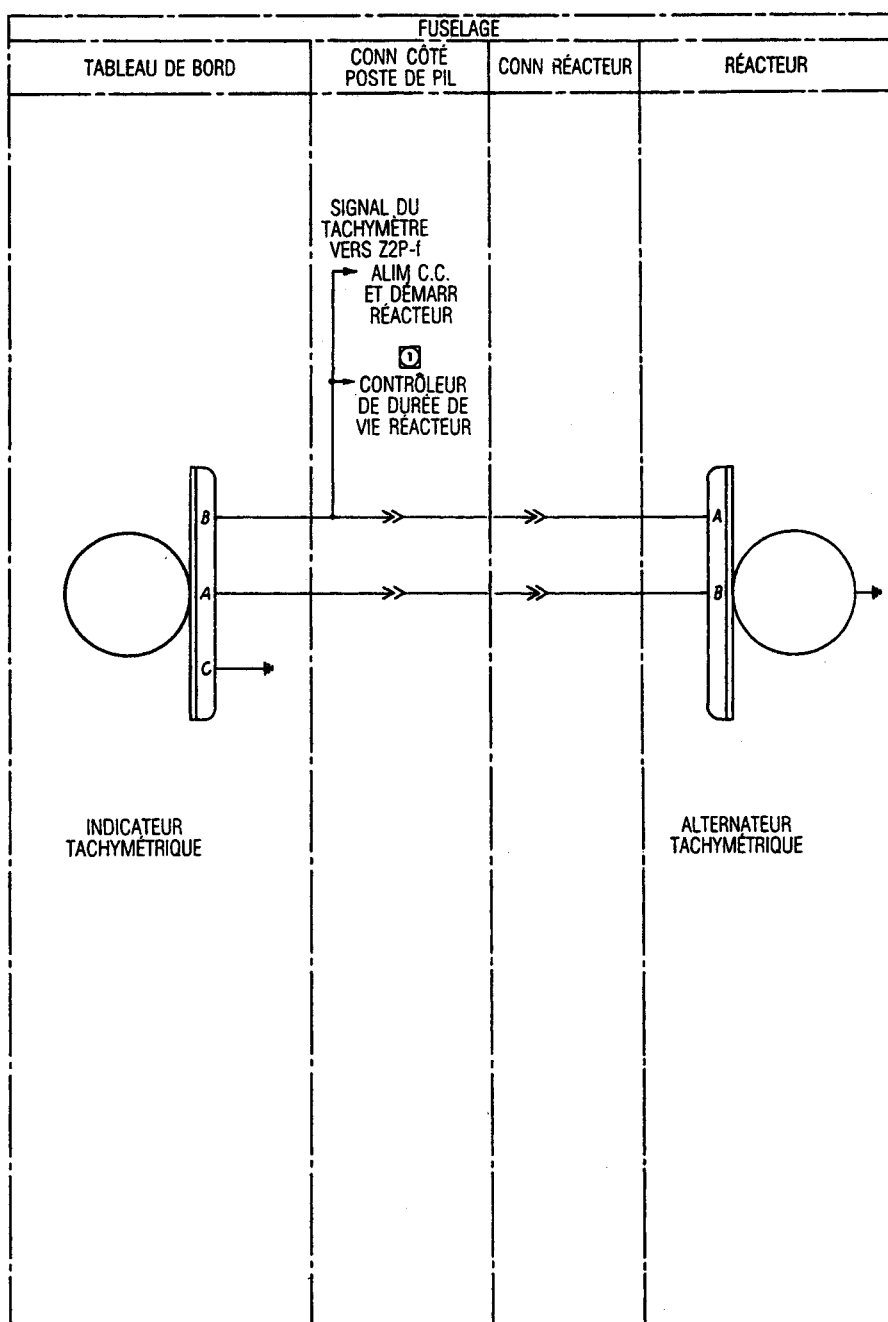


EFFECTIVITY
❑ Aircraft modified to CF-469

41A-50100A - CF-469

ZOE02022

Figure 2-2-3 Engine Tachometer – Electrical Schematic

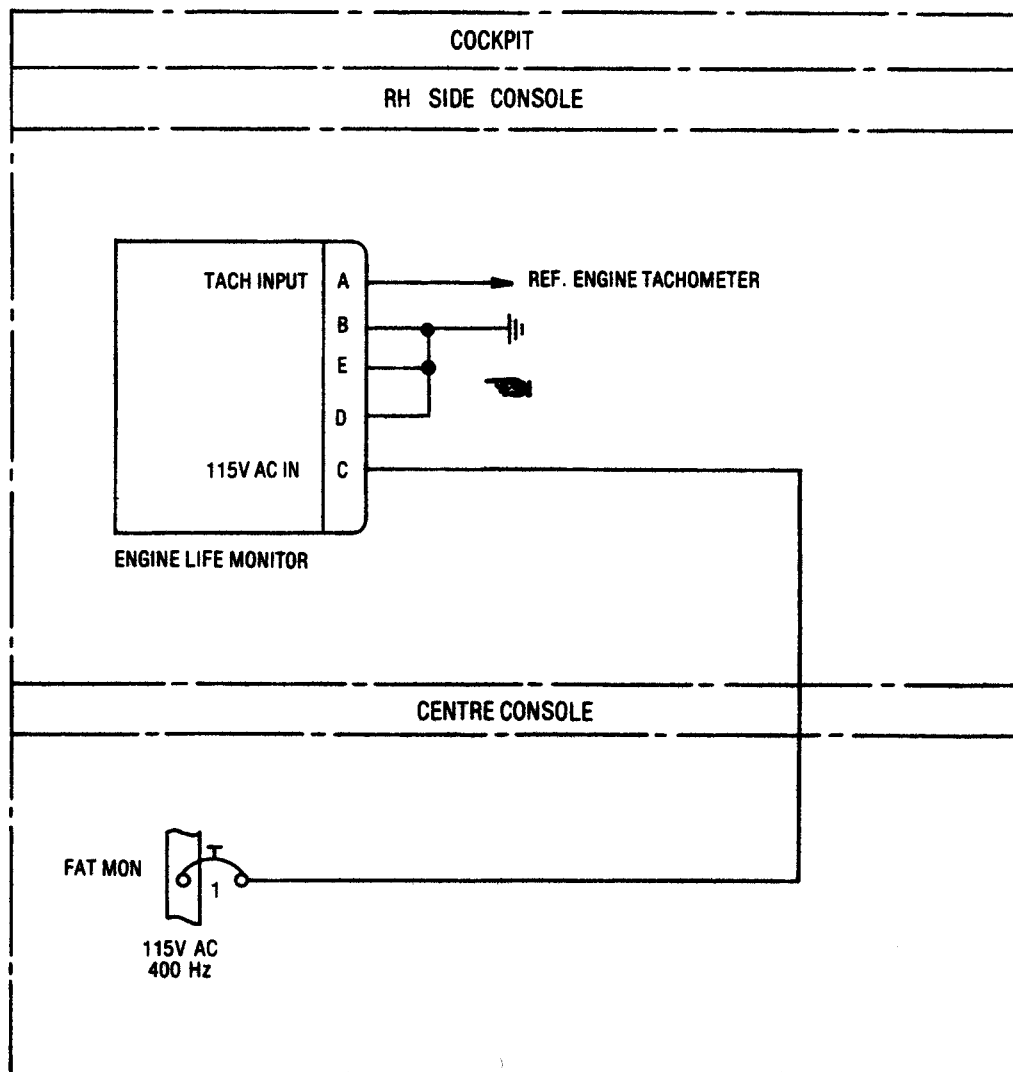
**VALIDITÉ**

Avions modifiés selon CF-469.

41A-50100A, CF-469

ZOE02023

Figure 2-2-3 Tachymètre réacteur – schéma électrique

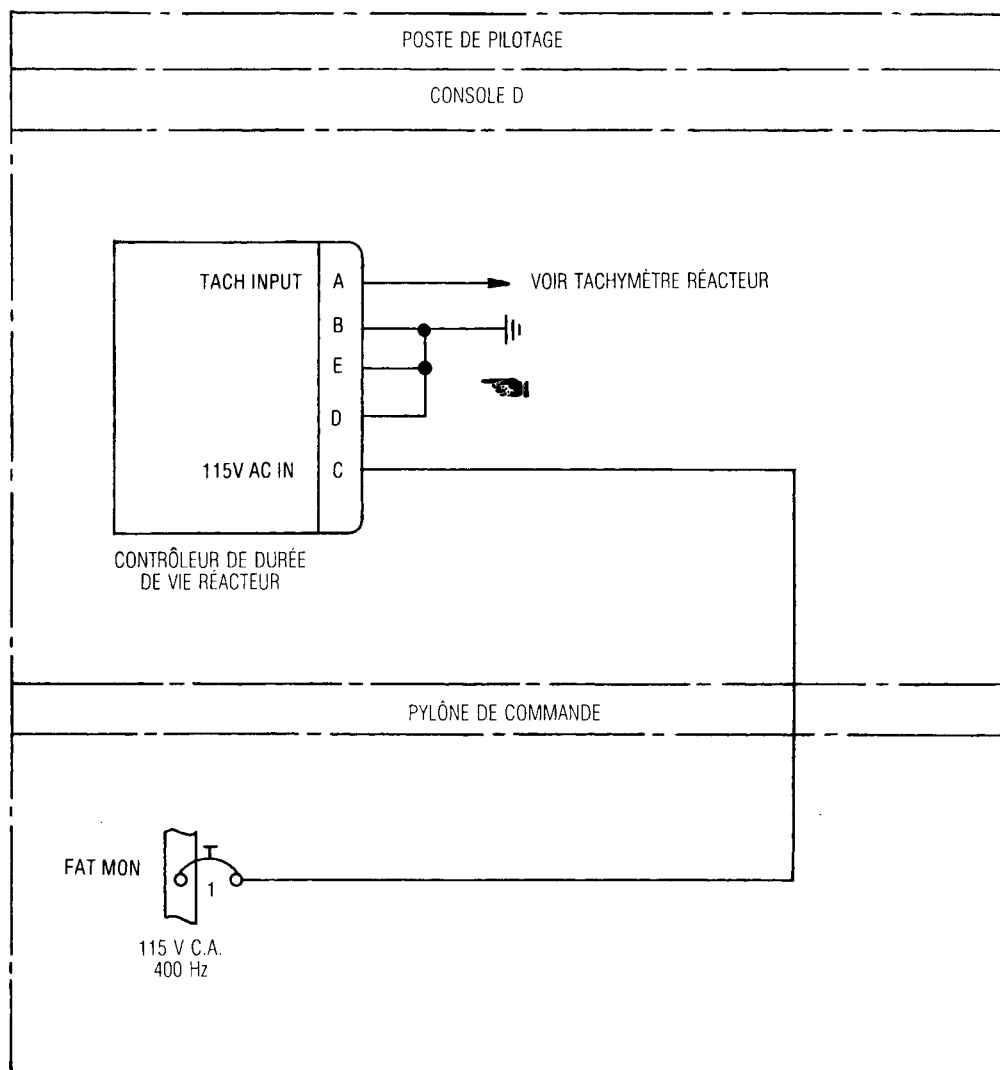


EFFECTIVITY : Aircraft with CF-469 installed

CF-469

ZOE02024

Figure 2-2-4 Engine Life Monitor – Electrical Schematic

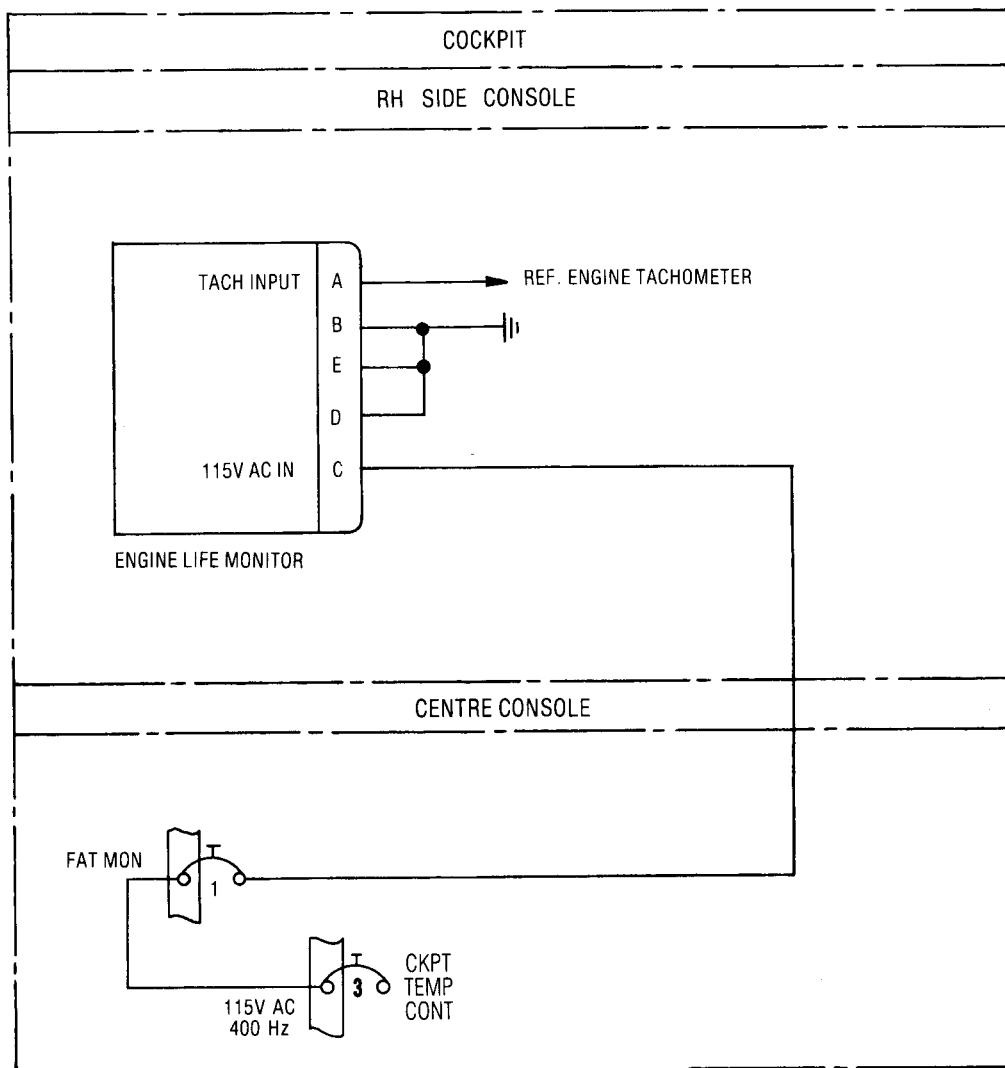


VALIDITÉ : Avions modifiés selon CF-469.

CF-469

ZOE02025

Figure 2-2-4 Contrôleur de durée de vie réacteur – schéma électrique

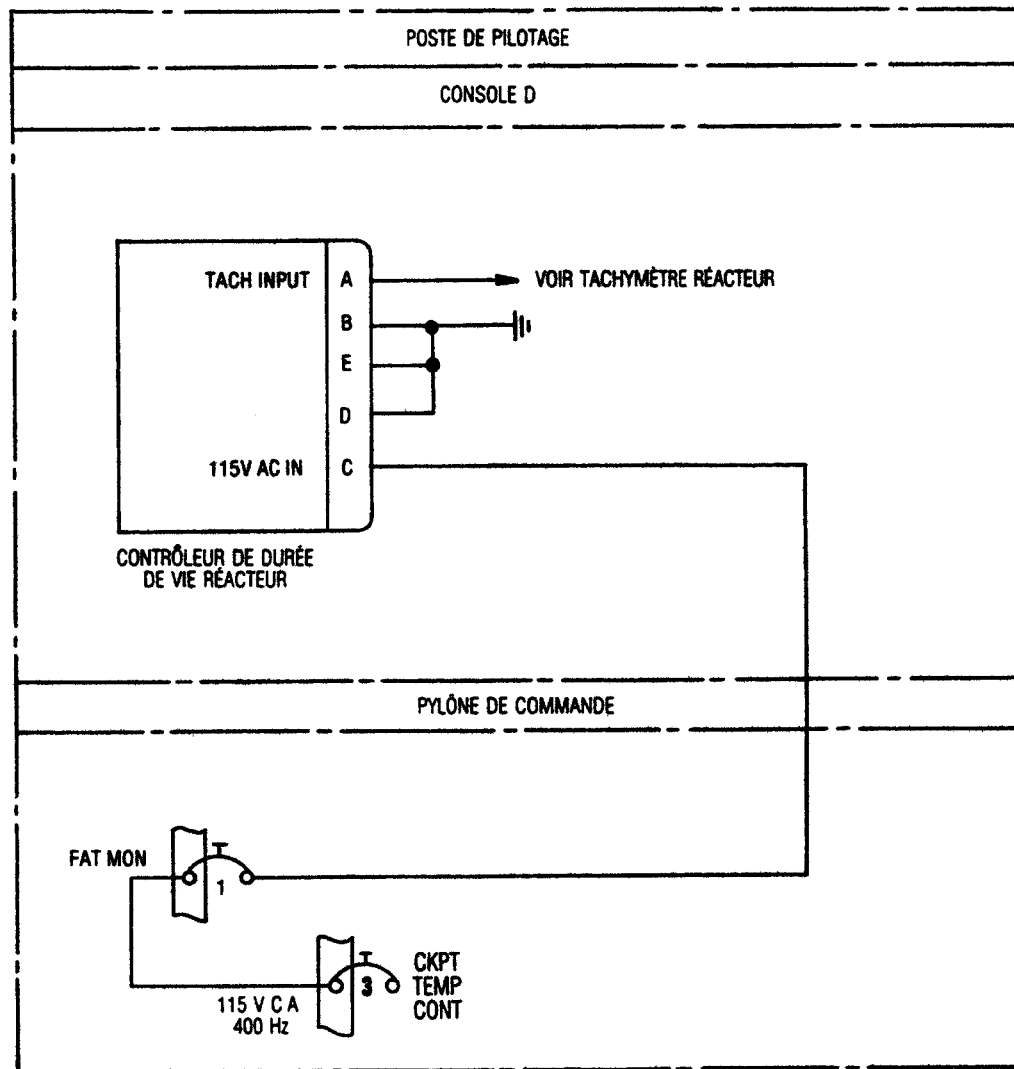


EFFECTIVITY : Aircraft with CF-469 installed.

CF-458, CF-469

ZOE02026

Figure 2-2-4A Engine Life Monitor – Electrical Schematic (Snowbird Aircraft and Aircraft Modified to CF-458)



VALIDITÉ Avions modifiés selon CF-469

ZOE02027

CF-458, CF-459

Figure 2-2-4A Contrôle de durée de vie réacteur – schéma électrique (Avions Snowbird et avions modifiés selon cf-458)

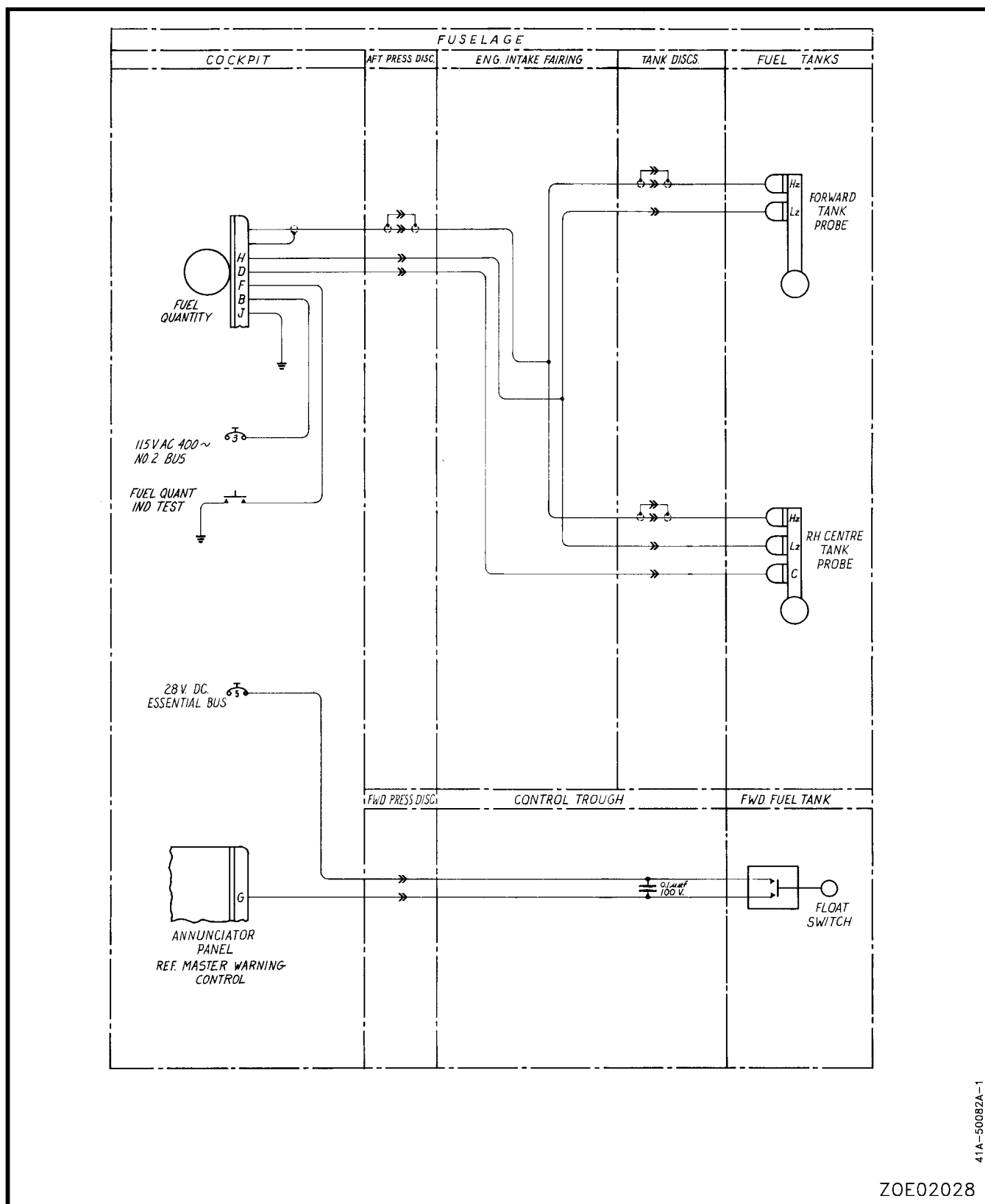


Figure 2-2-5 Engine Life Monitor – Electrical Schematic (Snowbird Aircraft and Aircraft Modified to CF-458)

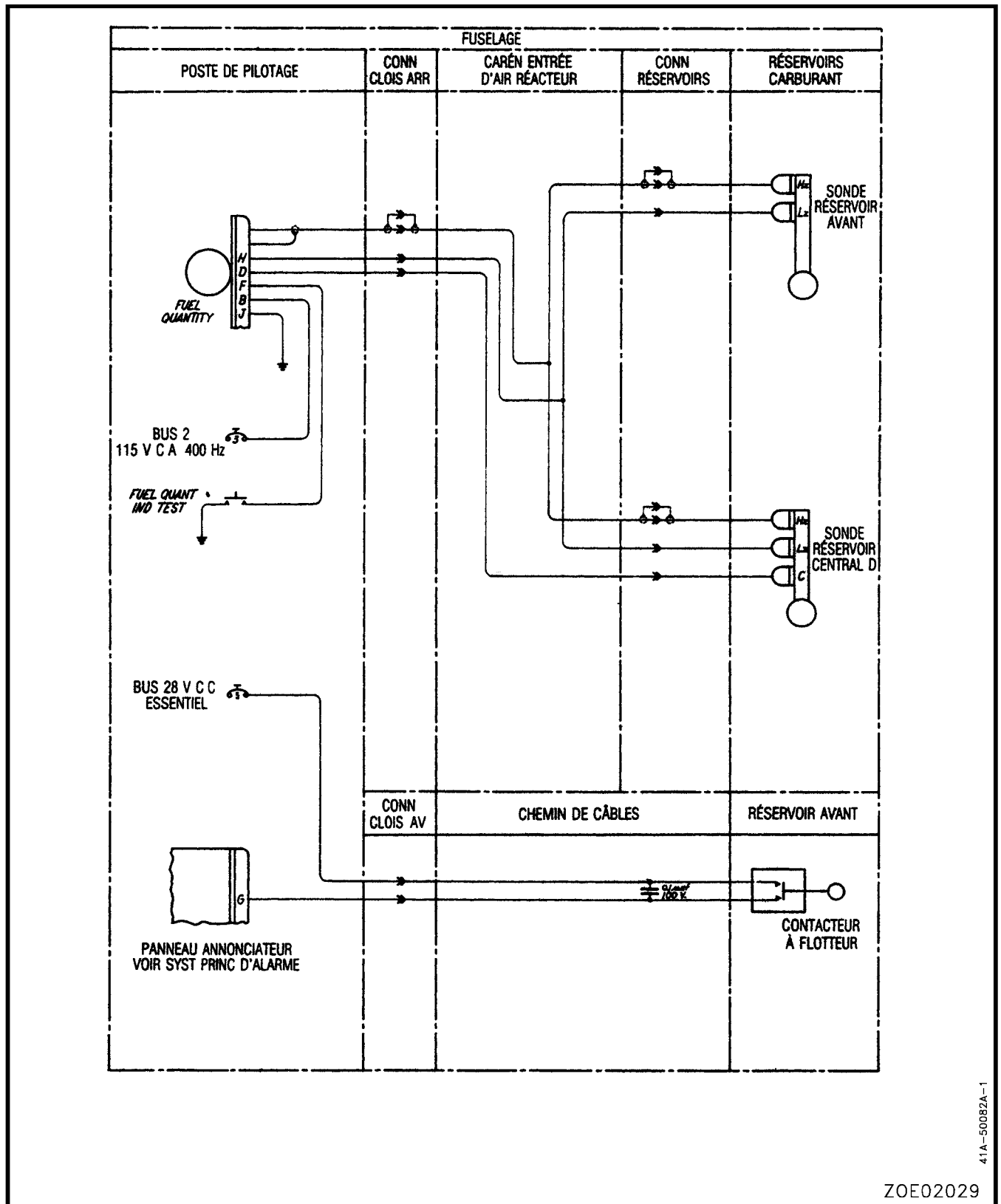


Figure 2-2-5 Contrôle de durée de vie réacteur – schéma électrique (Avions Snowbird et avions modifiés selon CF-458)

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 on the left side of the centre 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 2-9. For functional checks on the wing flap position indicator system, see C-12-114-0A0/MF-000. 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-000. Power for the indicator system is supplied through a 5-ampere LANDING GEAR POS. IND circuit-breaker from the 28-volt dc

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

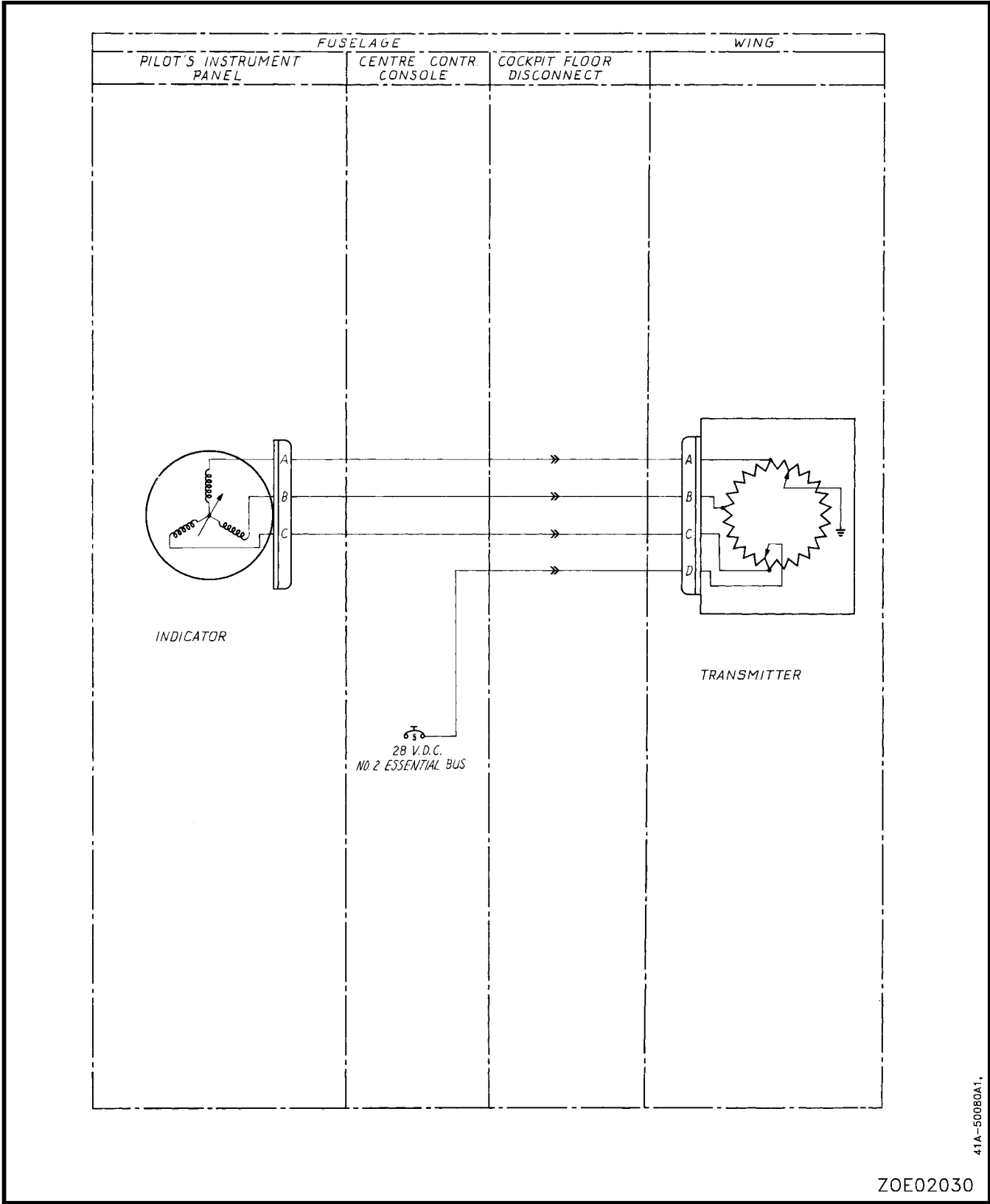
2. L'indicateur de position volets se trouve sur le côté gauche du tableau central. Il est gradué de 0 à 40 degrés, et la position de l'aiguille indique la position angulaire des volets. Le circuit d'indication de position volets comprend un transmetteur et un indicateur. Le transmetteur est entraîné 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 2-9. Pour les vérifications de fonctionnement du circuit d'indication de position volets, voir C-12-114-0A0/MF-000. 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'ATTERRISSAGE

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

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.

C-12-114-0A0/MF-000. 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.



41A-50080A1

ZOE02030

Figure 2-3-1 Wing Flap Position Indicator – Electrical Schematic

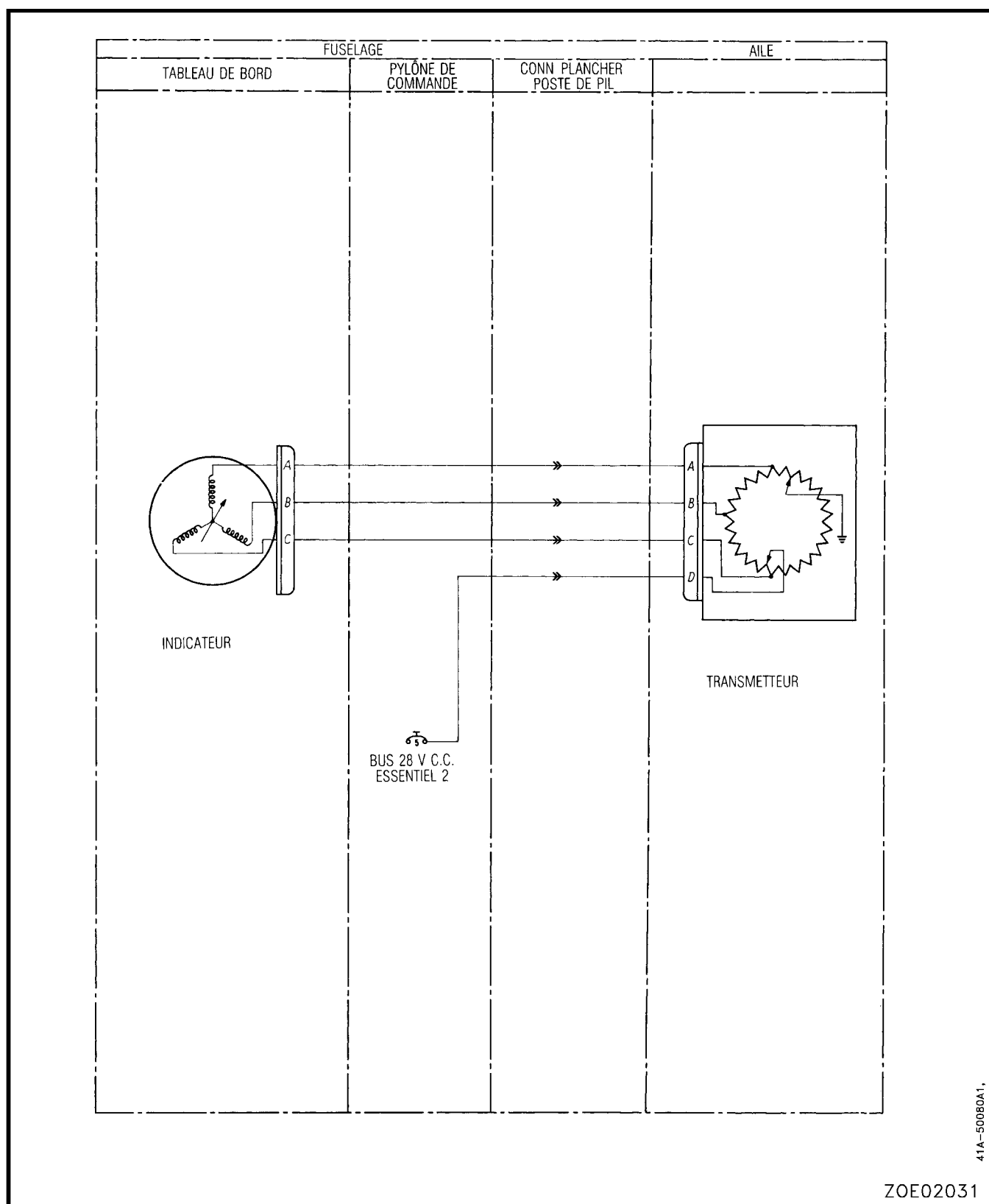
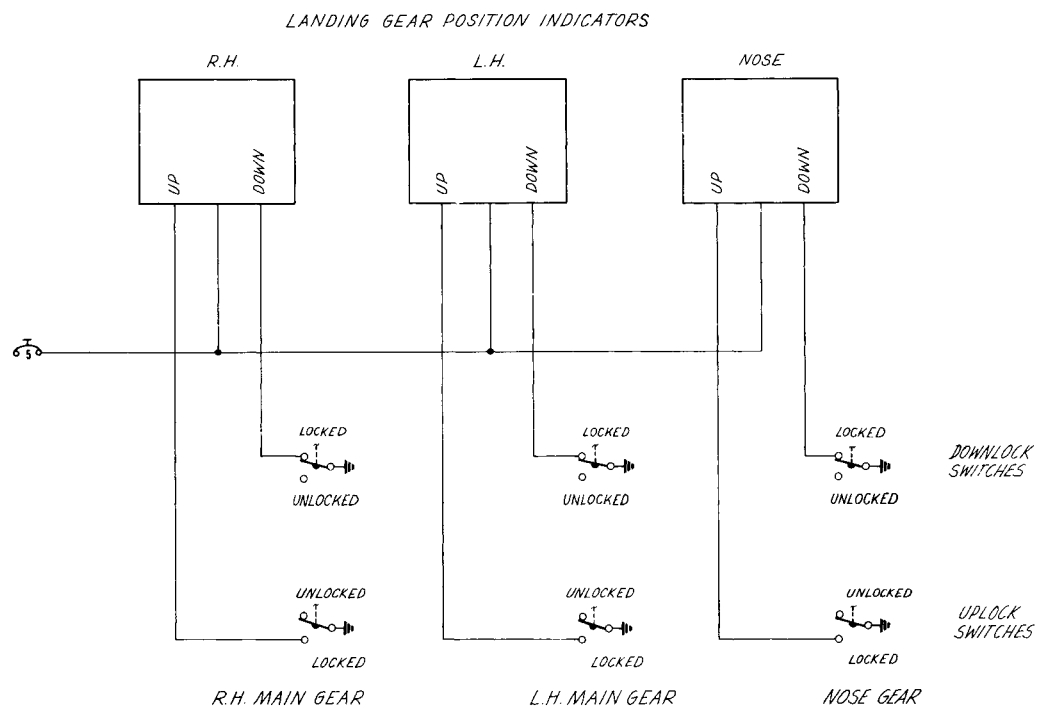


Figure 2-3-1 Indicateur de position volets – schéma électrique



(41A-50140)B

ZOE02032

Figure 2-3-2 Landing Gear Indicators – Electrical Schematic

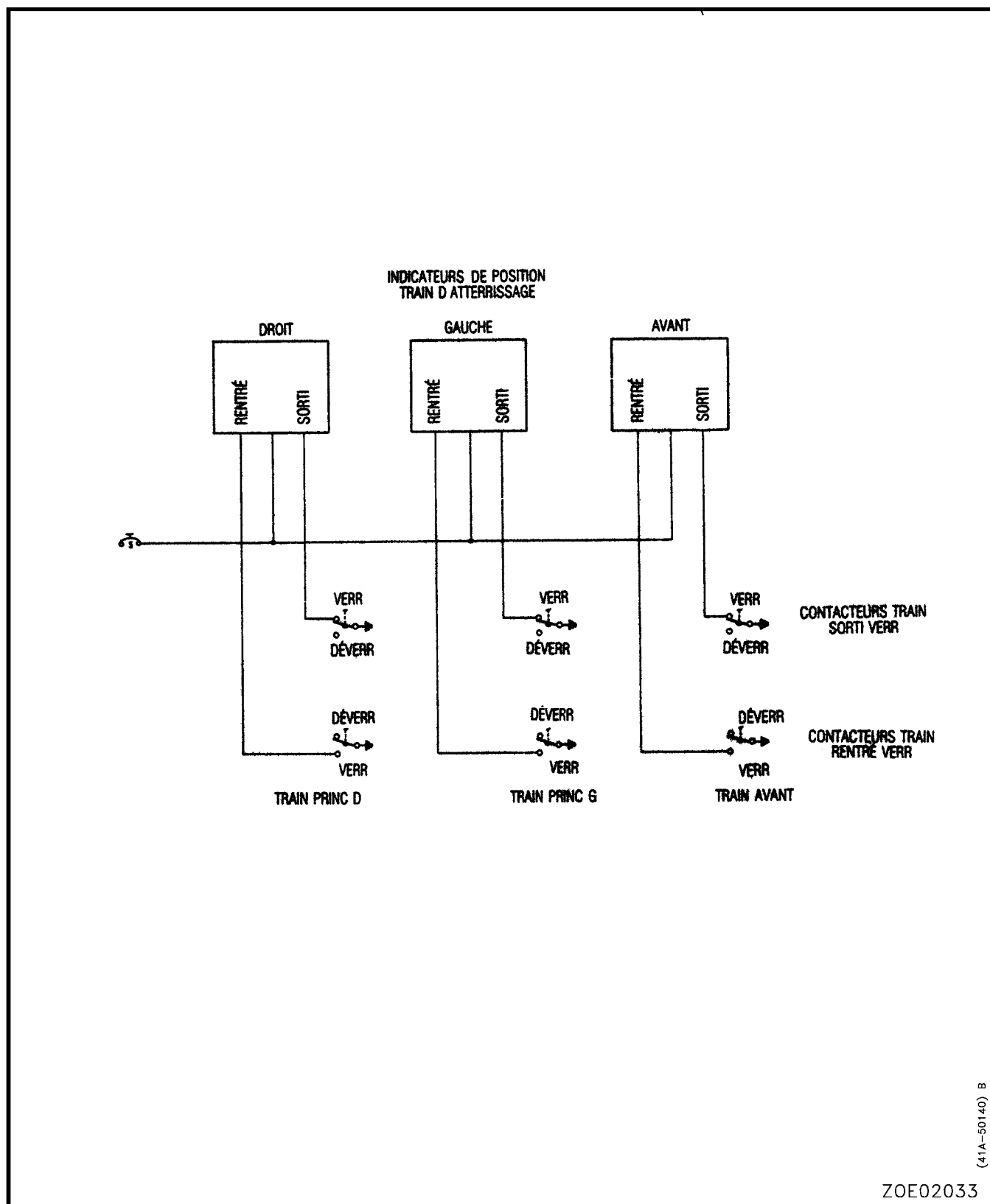


Figure 2-3-2 Indicateurs de position train d'atterrissage – schéma électrique

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 FS257, 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-volt dc 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.

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 between the range of negative 2.5 to positive 9.5 may be selected by 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.

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 FS257, 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.

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.

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-000.

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 FS149.0. Power for the system is supplied from the 26-volt ac 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-000).
 - c. Disconnect hydraulic line from transmitter.
 - d. Plug hydraulic line.

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 sans indiquer plus 6.0, 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-000.

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 pression hydraulique entre 0 et 2500 lb/po² (0 et 17 240 kPa). Le transmetteur se trouve dans la zone du train avant, à FS149.0. 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-000).
 - c. Débrancher la conduite hydraulique du transmetteur.
 - d. Boucher la conduite hydraulique.

- 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).

NOTE

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

- h. Remove external power.
- j. Remove dead weight tester.
- k. Connect hydraulic line to transmitter (see C-12-114-OB0/MF-000).
- m. Carry out hydraulic system functional test (see C-12-114-OB0/MF-000).

CABIN ALTITUDE INDICATOR

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

- 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).

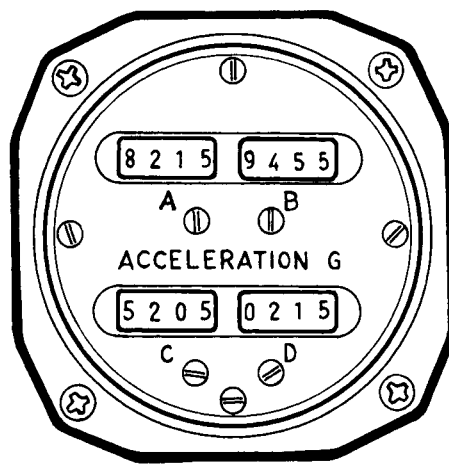
NOTA

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

- h. Couper l'alimentation de parc.
- j. Débrancher l'appareil d'essai à piston.
- k. Brancher la conduite hydraulique au transmetteur (voir C-12-114-OB0/MF-000).
- m. Effectuer un essai de fonctionnement du circuit hydraulique (voir C-12-114-OB0/MF-000).

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.



ZOE02034

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

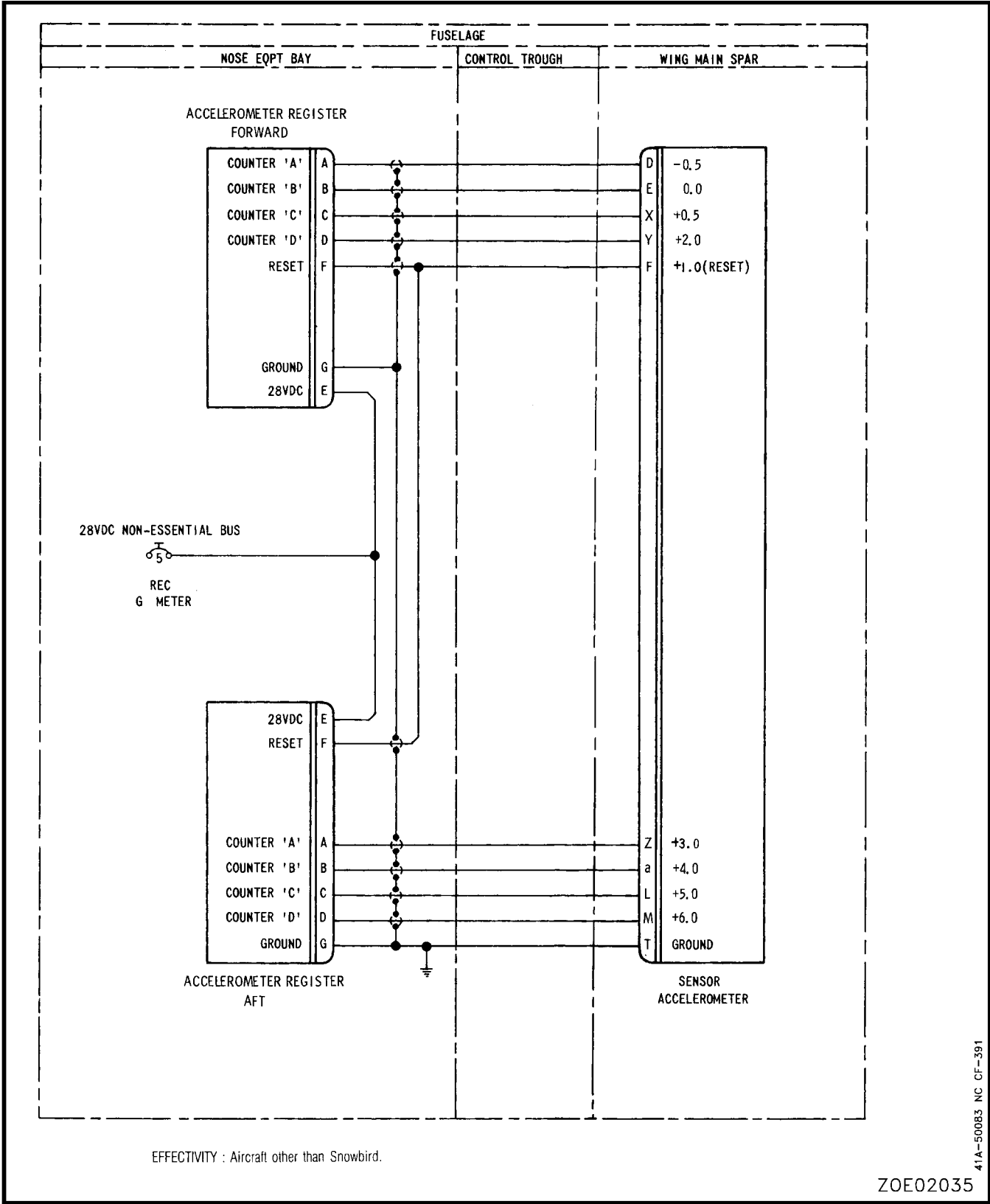


Figure 2-4-2 (Sheet 1 of 2) Registering Accelerometer – Electrical Schematic

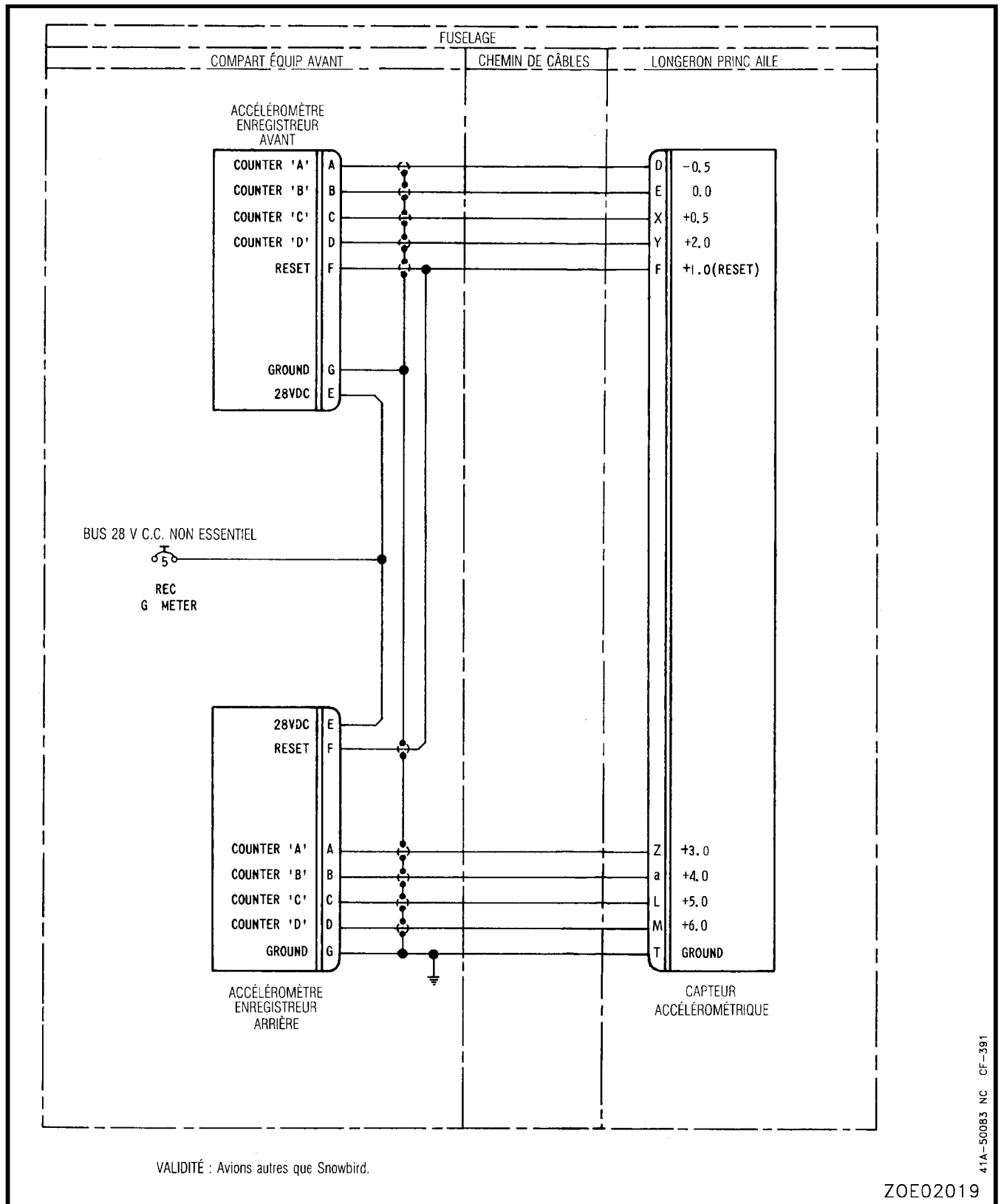


Figure 2-4-2 (feuille 1 de 2) Accéléromètre enregistreur – schéma électrique

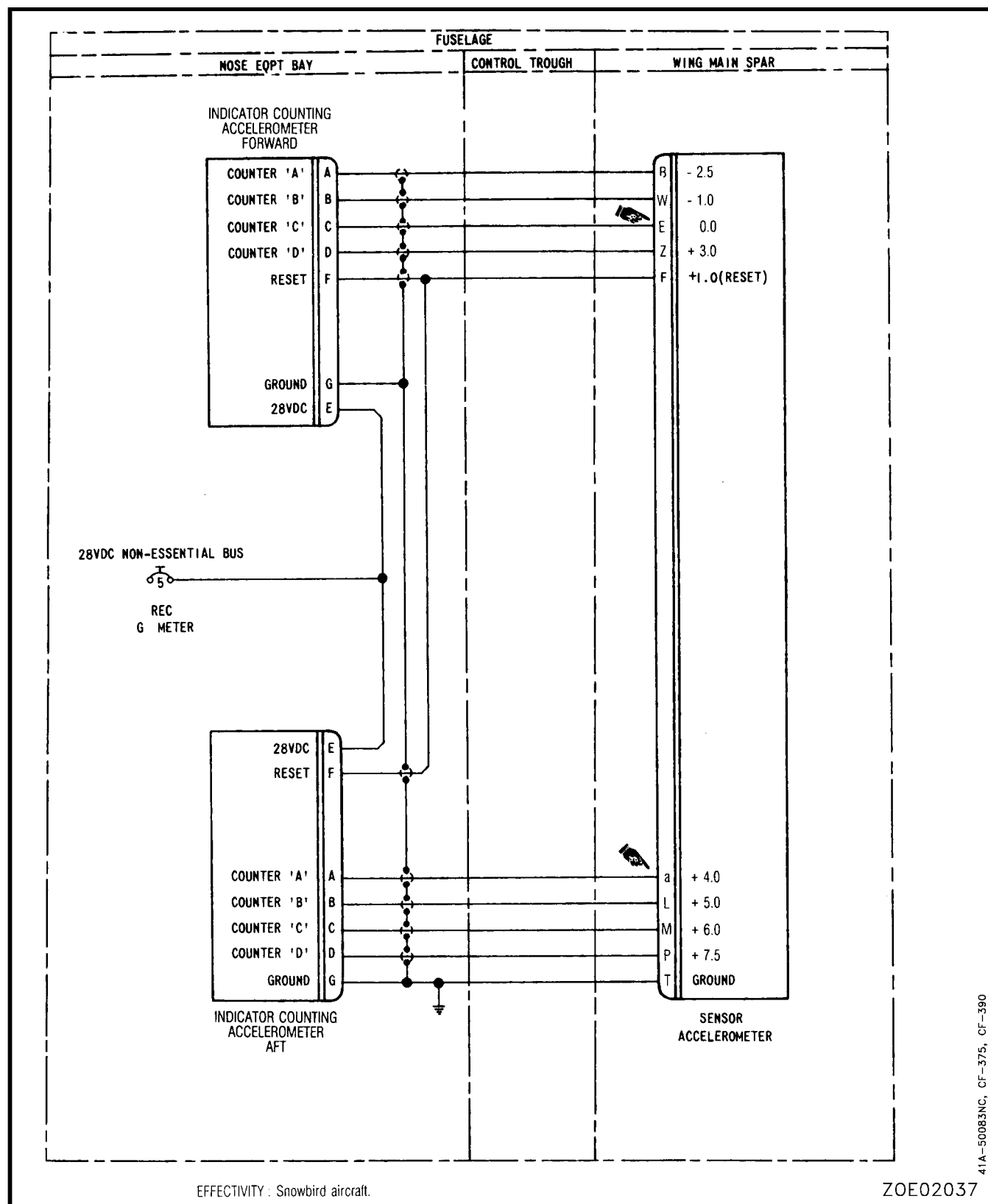


Figure 2-4-2 (Sheet 2 of 2) Registering Accelerometer – Electrical Schematic



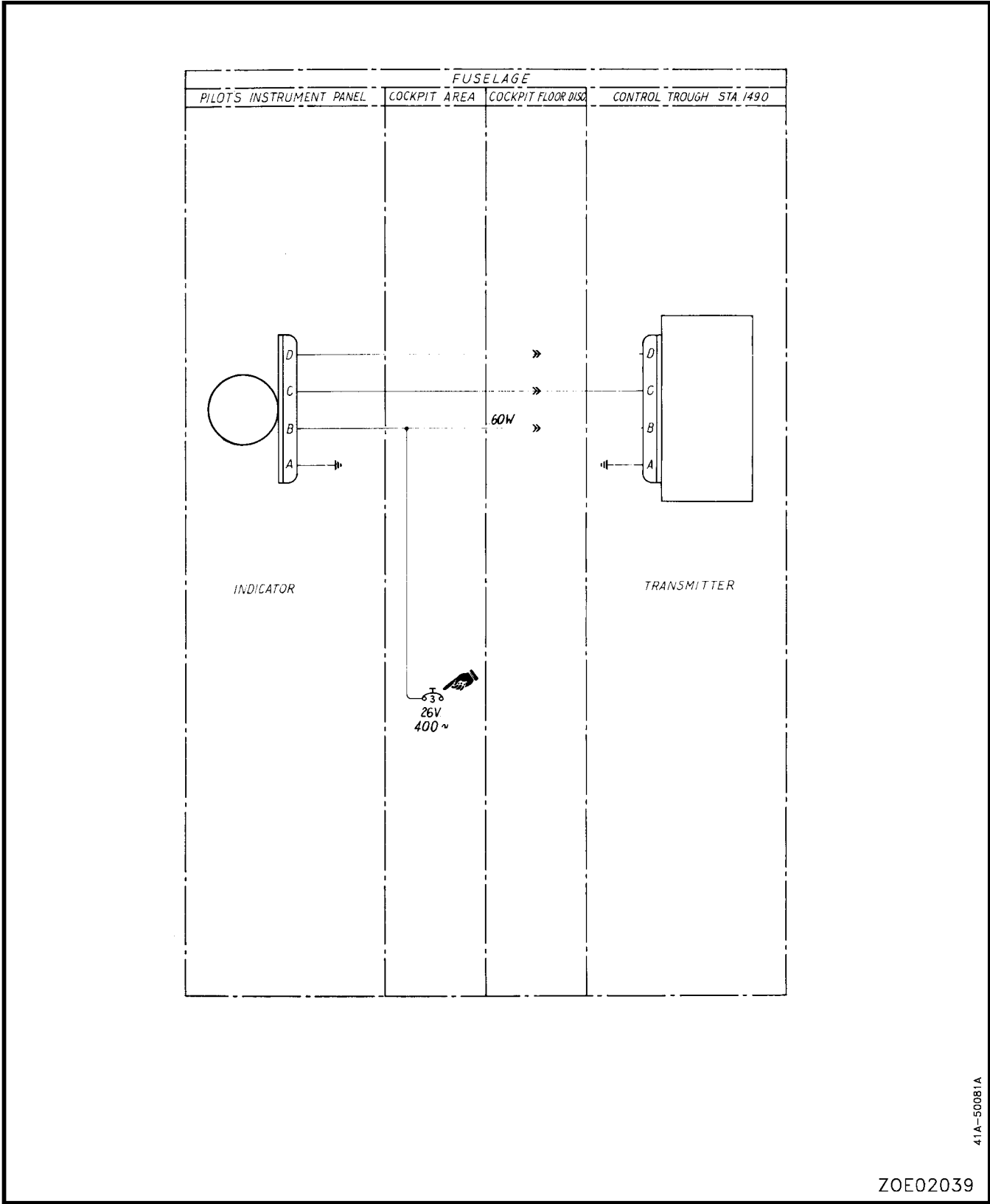
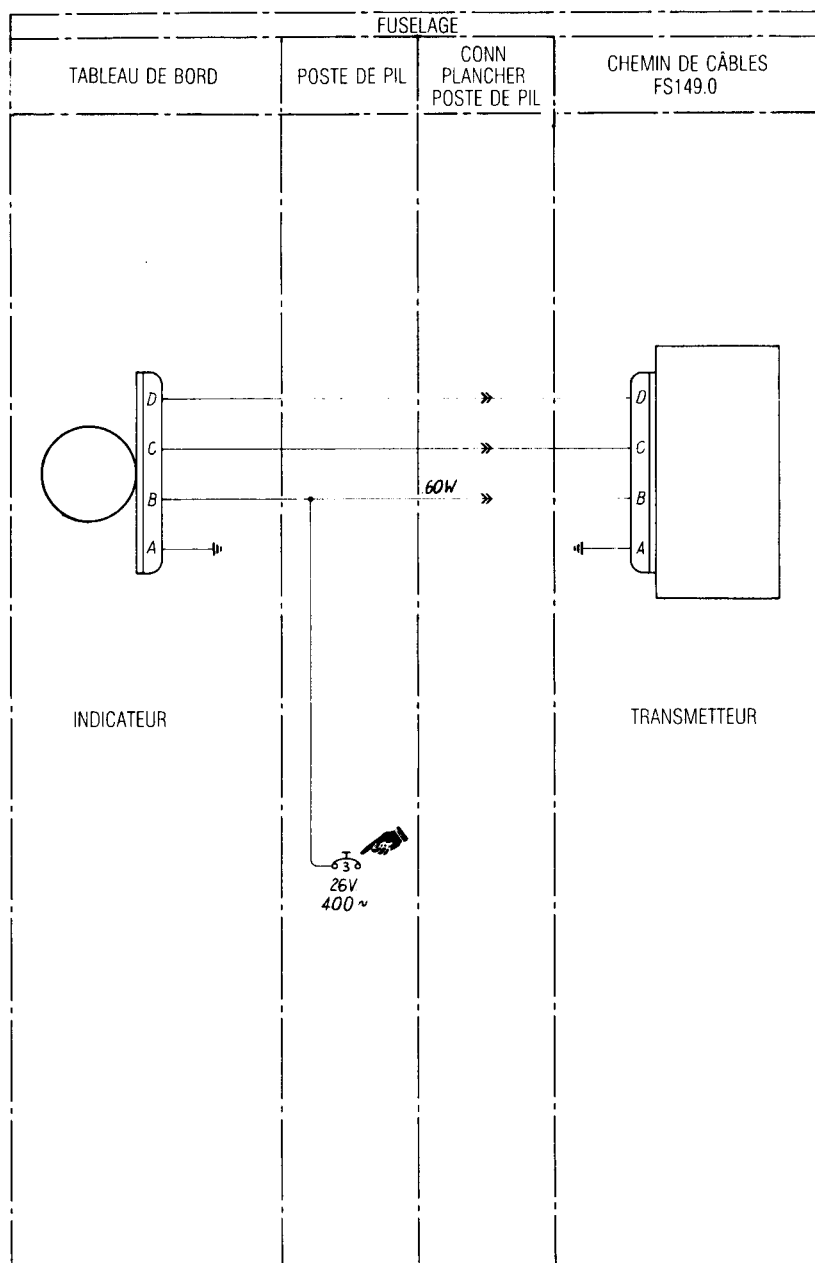


Figure 2-4-3 Hydraulic Pressure Indicator – Electrical Schematic



41A-50081A

ZOE02040

Figure 2-4-3 Indicateur de pression hydraulique – schéma électrique

SECTION 5

SERVOED ALTIMETER SYSTEM

GENERAL DESCRIPTION

1. The servoed altimeter system consists of two instruments: the servoed altimeter on the student's instrument panel, and the altitude computer-indicator on the instructor's 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-000). 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 servomechanism in normal operation.

3. The altitude, from minus 1000 to plus 80 000 feet, 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 feet, and the last two digits are fixed zeroes. The pointer scale, indicating 1000 feet per revolution, has major divisions representing hundreds (repeating the last counter digit) and minor divisions representing 20-foot increments. The baroset knob, at lower left, is used for zeroing the altitude scale at any barometric pressure from 28.10 to 31.00 inches of mercury (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

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 de l'élève, et le calculateur-indicateur d'altitude sur le tableau de bord de l'instructeur. 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-000). 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 moins 1000 à plus 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

lighting, neither of which is used in the Tutor aircraft.

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-volt ac 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-volt dc 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 plus or minus 20 feet (6 metres) from known parameters of the static system. The overall range of indication is minus 1000 to plus 80 000 feet, and the correction is applied throughout the range under 50 000 feet. 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,

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 V, un blanc et un rouge, mais aucun des deux n'est utilisé sur le Tutor.

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 plus ou moins 20 pi (6 m) à partir des paramètres connus du système. La plage totale d'indication s'étend de moins 1000 à plus 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

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-foot increments. In the feedback from the mechanical drive to the servo sensor (microsyn), the altitude correction is made 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.

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-volt ac 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-volt ac excitation, is de-energized. The altitude indication on the computer-indicator remains fixed at the last valid reading. When 115-volt ac 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.

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 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. 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 V, est alors désexcité et le drapeau OFF est affiché. La sortie 115 V 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.

REFERENCES

10. For further information on the servoed altimeter, see C-16-815-000/MK-000; on the altitude computer-indicator, see C-16-814-000/MH-000 and C-16-814-000/MN-000.

POWER DISTRIBUTION

11. 115-volt ac is supplied to the system through the ALT AC circuit-breaker on the 115-volt ac single phase No. 1 bus, and 28-volt dc is supplied through the 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's 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-000.

POWER CHECK

14. Proceed as follows:

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.

RÉFÉRENCES

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

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 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-000.

VÉRIFICATION DE L'ALIMENTATION

14. Procéder comme suit :

- 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.

- 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.

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 plus or minus 50 feet (15.2 metres).
- c. Check that the two instruments do not differ from each other by more than 40 feet.

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 plus ou moins 50 pi (15.2 m).
- c. Vérifier que les valeurs lues sur les deux instruments ne diffèrent pas par plus de 40 pi.

■ d. Set the servoed altimeter to STBY, and check that both instruments indicate field altitude within plus or minus 50 feet (15.2 metres).

■ e. D E L E T E D

d. Sélectionner STBY sur l'altimètre asservi, et vérifier que les deux instruments indiquent l'altitude locale à plus ou moins 50 pi (15.2 m). ■

e. SUPPRIMÉ ■

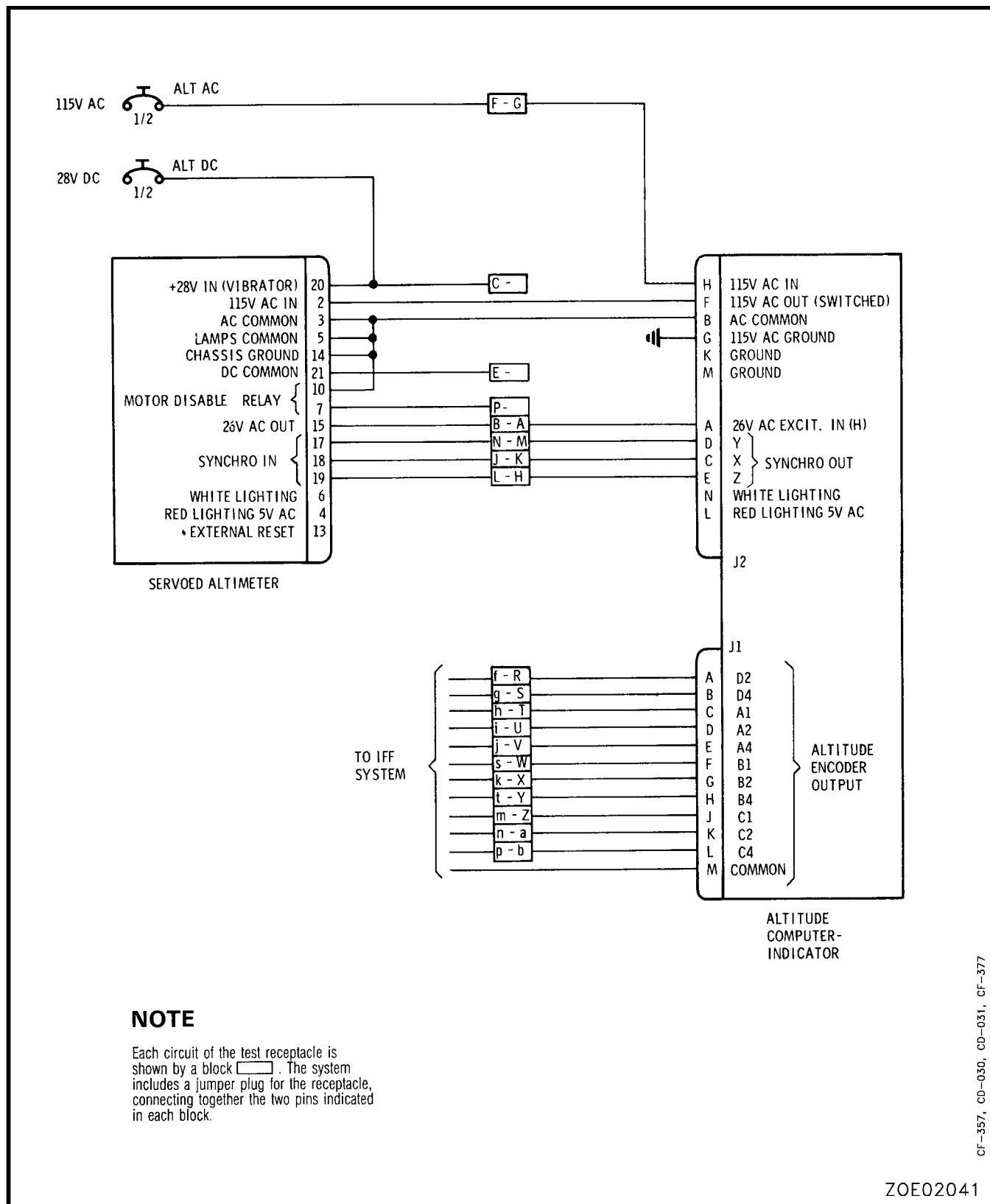


Figure 2-5-1 Servoed Altimeter System – Electrical Schematic

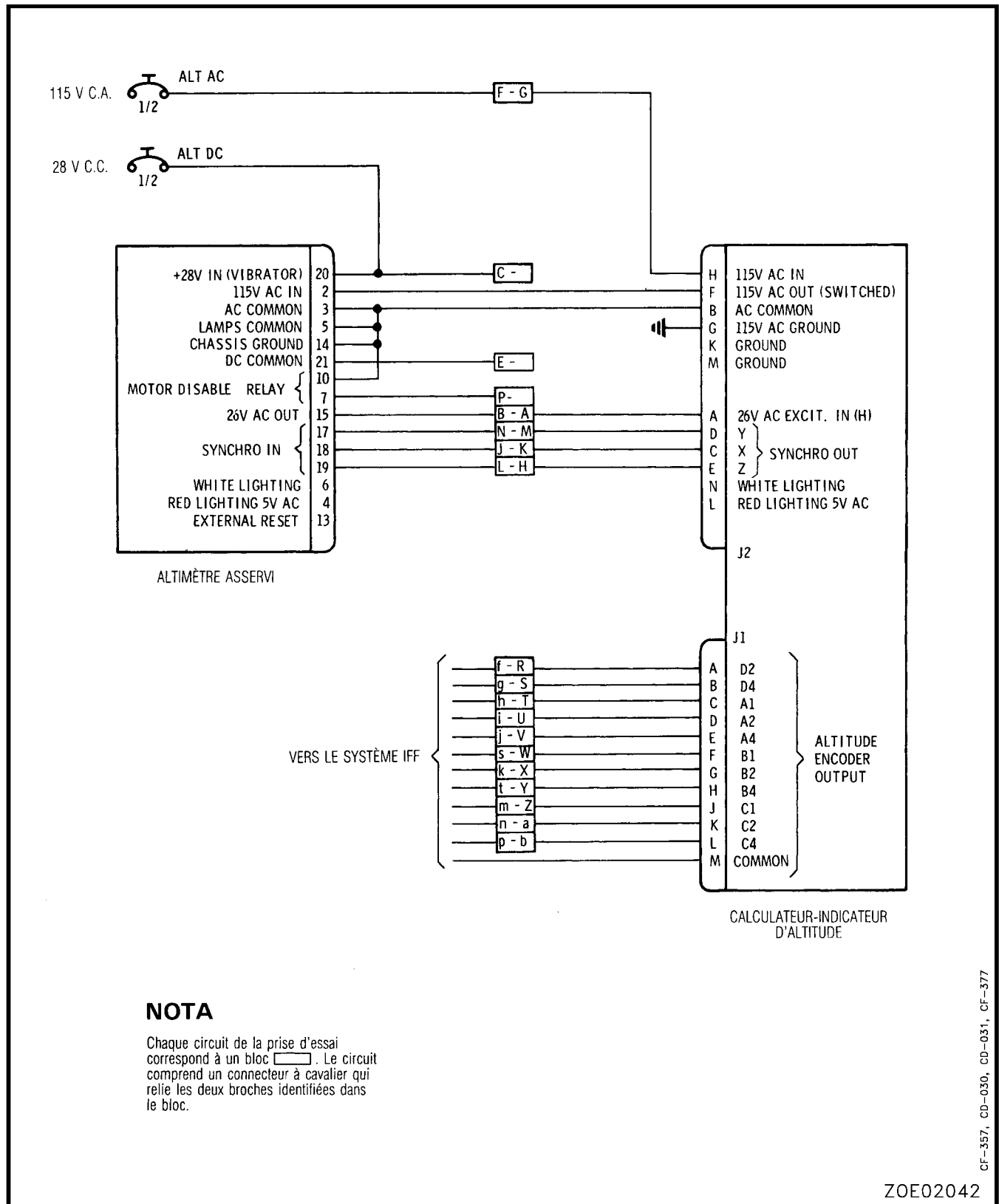
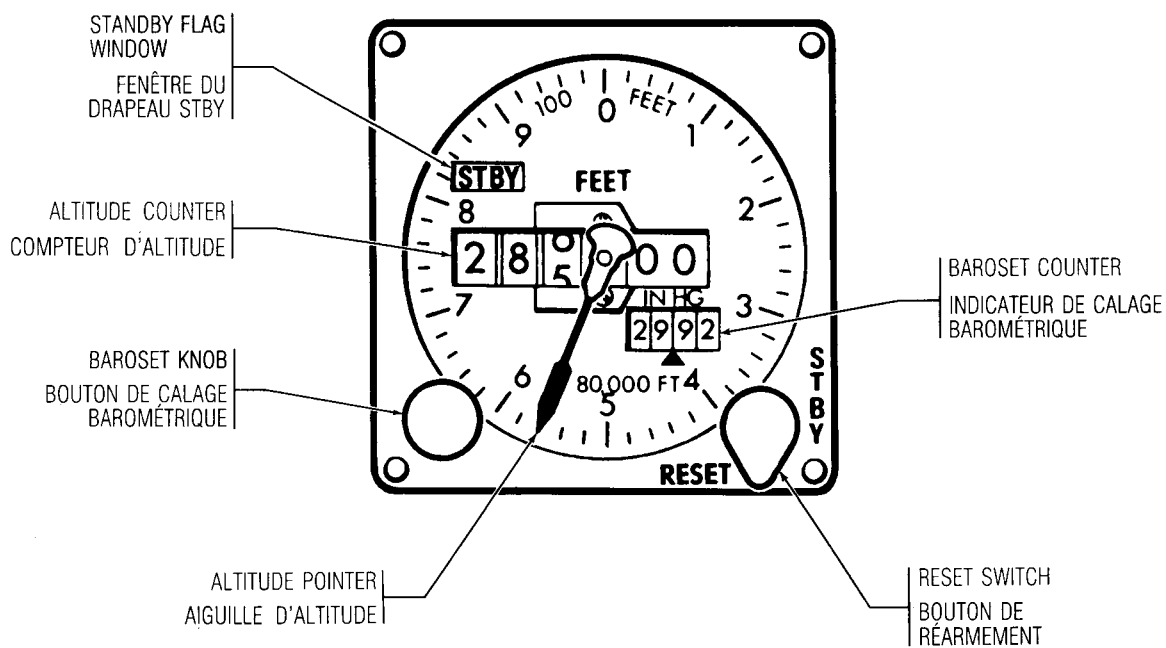
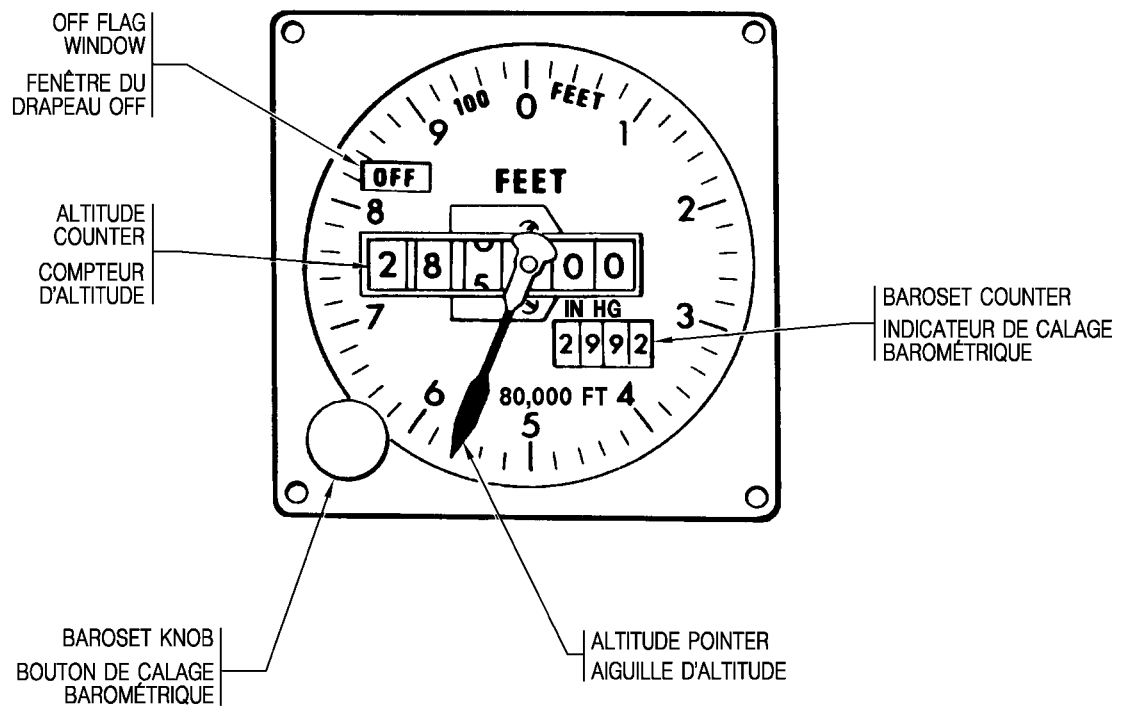


Figure 2-5-1 Circuit de l'altimètre asservie – schéma électrique



ZOE02043

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



ZOE02004

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

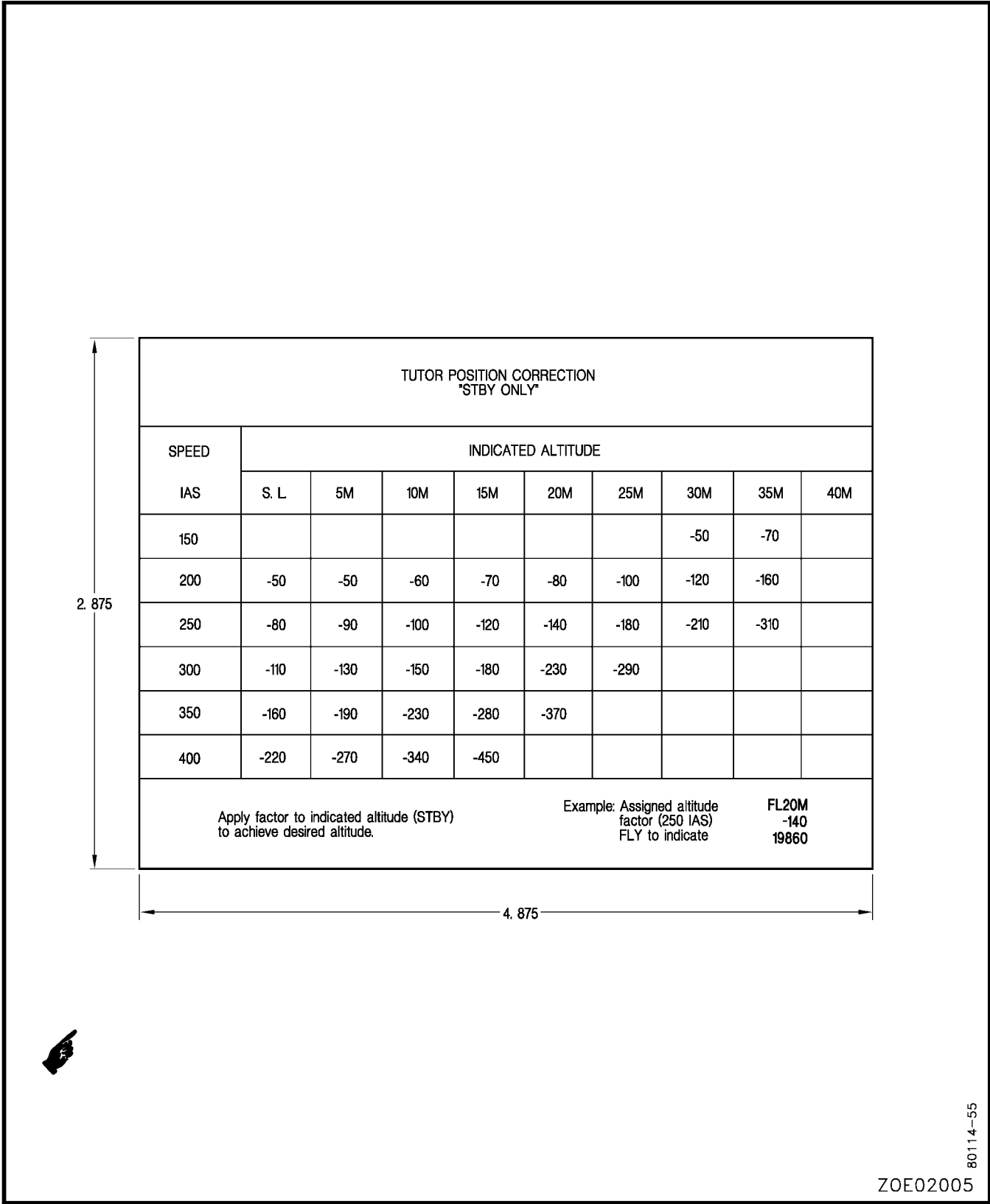


Figure 2-5-4 Altitude Correction Card – Format and Correction Figures
Figure 2-5-4 Carte de correction d'altitude – dimensions et valeurs de correction

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-000.



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).

PITOT-STATIC LINE CLEANING

4. Proceed as follows:

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-000.



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).

NETTOYAGE DES CONDUITES PITOT-STATIQUE

4. Procéder comme suit :

- 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, paragraph 106)

- 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, paragraphe 106).

PITOT HEAD HEATER TEST

6. Proceed as follows:
- Energize the aircraft main dc bus (see C-12-114-000/MF-000).
 - 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-000).
 - 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. **DELETED**
- f. Set the servoed altimeter RESET/STBY switch to RESET and check that the STBY flag disappears from view and that vibrator action ceases.
- g. Check that both instruments indicate field altitude within plus or minus 50 feet (15.2 metres).
- h. Check that the two instruments do not differ from each other by more than 40 feet (12.2 metres).
- j. 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

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 po 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 plus ou moins 50 pieds (15.2 mètres).
- e. **SUPPRIMÉ**
- f. 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.
- g. Vérifier que les deux instruments indiquent l'altitude du terrain à plus ou moins 50 pieds (15.2 mètres).
- h. Vérifier que la différence entre les indications des deux instruments ne dépasse pas 40 pieds (12.2 mètres).
- j. 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

approximately 500 kt. Hold pressure and check that leakage does not exceed 5 kt in one minute.

NOTES

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

4 knots at 100 knots
8 knots at 340 knots
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 knots.
- 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 feet (5486 metres) to the static port on the adaptor and hold. Leakage at 18 000 feet (5486 metres) must not exceed 300 feet (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).

indique environ 500 noeuds. Maintenir la pression et vérifier que la fuite ne dépasse pas 5 noeuds en une minute.

NOTA

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

4 noeuds à 100 noeuds
8 noeuds à 340 noeuds
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 noeuds.
- d. Au moyen du bouton de calage barométrique sur le calculateur-indicateur et sur l'altimètre asservi, régler la pression, sur les deux instruments, à 29.92 po de Hg.
- 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 pieds (5486 mètres) à la prise statique de l'adaptateur. La fuite à 18 000 pieds (5486 mètres) ne doit pas dépasser 300 pieds (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 noeuds 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.

3. The difference in readings between the two vertical speed indicator pointers must not exceed 200 ft/minute (61 m/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 knots is maintained on the checker airspeed indicator until both pressures have equalized with atmospheric pressure.
- h. Remove pitot-static checker and adaptor.
- j. Remove ground power from aircraft.
- k. If leak test is satisfactory, skip step 9 and proceed with step 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 knots. Hold pressure and check that leakage does not exceed 1 knot in 5 minutes.
 - d. Slowly reduce pressure to 200 knots.
 - e. Apply vacuum equivalent of 18 000 feet (5486 metres) to the static port on the adaptor and hold. Leakage must not exceed 100 ft (30.5 metres) in 5 minutes.

3. La différence entre les valeurs indiquées par les aiguilles des deux variomètres ne doit pas dépasser 200 pi/min (61 m/min). 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 noeuds 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.
- j. Couper l'alimentation de parc de l'avion.
- k. Si l'essai d'étanchéité est satisfaisant, sauter l'étape 9 et passer à l'étape 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 noeuds. Maintenir la pression et vérifier que la fuite ne dépasse pas 1 noeuds en 5 minutes.
 - d. Relâcher lentement la pression jusqu'à 200 noeuds.
 - e. Appliquer et maintenir une dépression équivalente à 18 000 pieds (5486 mètres) à la prise statique de l'adaptateur. La fuite ne doit pas dépasser 100 pieds (30.5 mètres) en 5 minutes.

- f. Vent static pressure, ensuring that a positive reading of approximately 200 knots is maintained on the checker airspeed indicator until static pressure and atmospheric pressure are equalized.
- g. Vent pitot pressure, and remove the pitot static checker and the checker adaptor.
- h. Connect lines to instruments.
- j. Repeat step 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-000 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 knots. 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. Hg.

- f. Relâcher la pression statique, tout en s'assurant qu'une indication d'environ 200 noeuds est maintenue sur l'anémomètre de l'appareil d'essai jusqu'à ce que la pression statique et la pression atmosphérique soient égales.
- g. Relâcher la pression Pitot, et enlever l'appareil d'essai du système Pitot-statique et son adaptateur.
- h. Brancher les conduites aux instruments.
- j. Répéter l'étape 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-000, 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 noeuds. 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. Apply pressure and check that the APM-515 test set readout agrees with the computer indicator dial at the following positions:

| | | | |
|-------|--------|--------|--------|
| -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.

- 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 :

- 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 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. Hg. Apply pressure to produce indications throughout the range shown in Figure 3-2. At 500-foot 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 feet from the ascending measurements.

VÉRIFICATION DES CIRCUIT DE CODAGE

11. Une erreur de codage peut être causée par une défectuosité 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 10c.
- 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 pieds 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 pieds 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.

NOTA

Si désiré, on peut vérifier le codage de l'altitude en mettant le sélecteur READ-OUT 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.

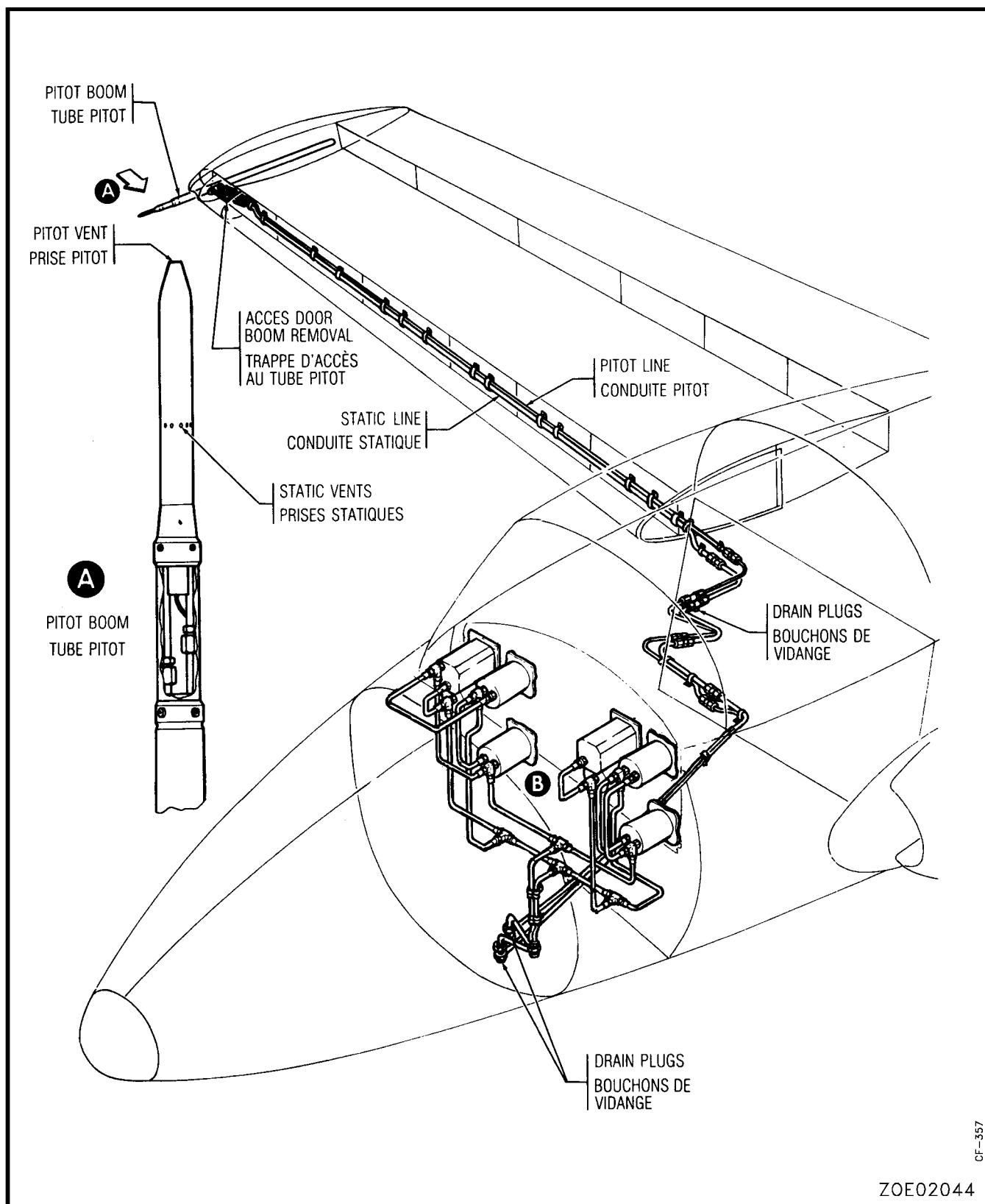


Figure 3-1 (Sheet 1 of 2) Pitot-Static System
Figure 3-1 (feuille 1 de 2) Système Pitot-statique

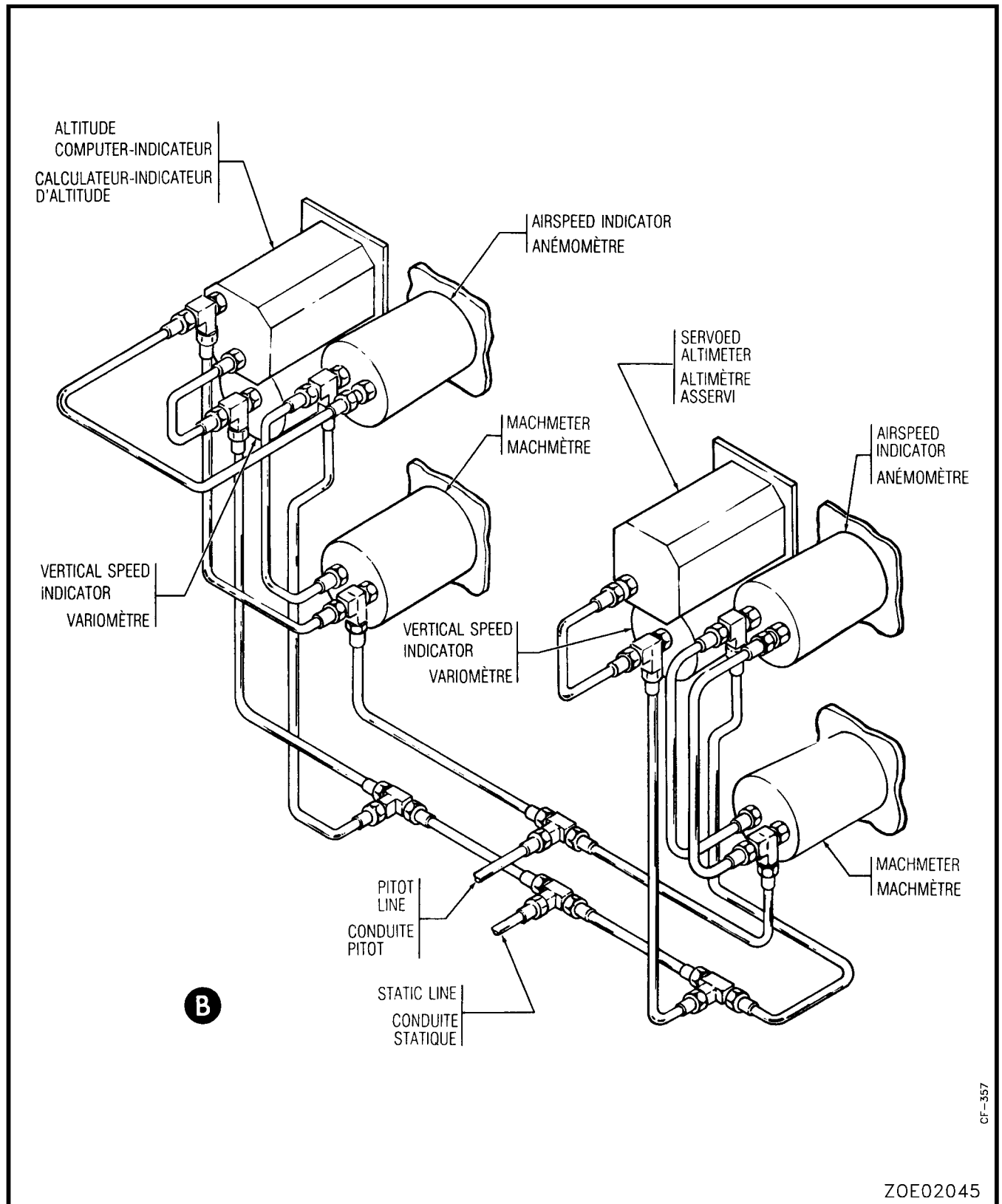


Figure 3-1 (Sheet 2 of 2) Pitot-Static System
 Figure 3-1 (feuille 2 de 2) Système Pitot-statique

| 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-000.

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. Simpson 260 multimeter.
 - b. Phase checker (power supply, PRT8 tester).
 - c. Ice warning detector test fixture (local manufacture, see C-12-114-0C0/MF-000).

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-000.

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 Simpson 260.
 - b. Vérificateur d'ordre de phases (bloc d'alimentation, appareil d'essai PRT8).
 - c. Appareil d'essai pour détecteur de givrage (fabrication locale, voir C-12-114-0C0/MF-000).

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.
- b. Connect the test fixture to the gyro harness connector.
- c. Measure the resistance between pin A and ground. The resistance should be zero ohms.
- d. Energize the main dc bus (see C-12-114-000/MF-000).
- 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-Volt dc 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 (plus or minus 3) volts ac.
- j. 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.
- k. Select the OFF position on the No. 1 inverter control switch.
- m. Disconnect the phase checker.
- n. Set the No. 2 inverter control switch to ON and repeat Steps f. to j.
- p. Set the No. 2 inverter control switch to OFF.
- q. Disconnect the test fixture from the gyro connector.

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.
- b. Brancher l'appareil d'essai au connecteur du faisceau du gyroscope.
- c. Mesurer la résistance entre la broche A et la masse. Elle doit être nulle.
- d. Mettre le bus c.c. principal sous tension (voir C-12-114-000/MF-000).
- 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 (plus ou moins 3) V c.a.
- j. 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.
- k. Mettre l'interrupteur du convertisseur 1 sur OFF.
- m. Débrancher le vérificateur de phase.
- n. Mettre l'interrupteur du convertisseur 2 sur ON et répéter les étapes f. à j.
- p. Mettre l'interrupteur du convertisseur 2 sur OFF.
- q. Débrancher l'appareil d'essai du connecteur du gyroscope.

- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> r. Connect the test fixture to the amplifier harness connector. s. Check that resistance between pin A and ground is zero ohms. t. Set the inverter control switches (2) to ON. u. Ensure that the 28-volt dc COMPASS circuit-breaker is pushed in. v. 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 (plus or minus 3) volts. w. 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. x. 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. y. Disconnect the phase checker. z. Disconnect the test fixture from the amplifier harness connector. aa. Set the inverter control switches (2) to OFF. ab. Reconnect the harness connectors to the gyro and the amplifier. ac. Disconnect the plugs from the course indicators (2) and the DRMI (2). ad. Set the inverter control switches (2) to ON. ae. Ensure that the following circuit-breakers are pushed in: <ul style="list-style-type: none"> (1) 26 V.A.C. TRANSF. (2) LH DRMI. | <ul style="list-style-type: none"> r. Brancher l'appareil d'essai au connecteur du faisceau de l'amplificateur. s. Vérifier que la résistance entre la broche A et la masse est nulle. t. Mettre les interrupteurs des convertisseurs (2) sur ON. u. S'assurer que le disjoncteur COMPASS de 28 V c.c. est enclenché. v. 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 (plus ou moins 3) V. w. Vérifier que la tension entre les broches A et D de l'appareil d'essai est égale à 28 V quand le bouton COMPASS FAST SLAVE est à la position normale, et à 0 V quand il est enfoncé. x. 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. y. Débrancher le vérificateur d'ordre de phases. z. Débrancher l'appareil d'essai du connecteur du faisceau de l'amplificateur. aa. Mettre les interrupteurs des convertisseurs (2) sur OFF. ab. Rebrancher les connecteurs de faisceau au gyroscope et à l'amplificateur. ac. Débrancher les fiches des conservateurs de cap (2) et des DRMI (2). ad. Mettre les interrupteurs des convertisseurs (2) sur ON. ae. S'assurer que les disjoncteurs suivants sont enclenchés : <ul style="list-style-type: none"> (1) 26 V.A.C. TRANSF. (2) LH DRMI. |
|--|---|

(3) RH DRMI.

(4) COURSE IND.

af. Check for a 26 volts ac on the following pins and connectors:

(1) Course indicator connectors (2) between pins U and T (ground).

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

ag. Pull out the following circuit-breakers:

(1) COURSE IND.

(2) 26 V.A.C. TRANSF.

(3) LH and RH DRMI.

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

aj. 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-000).

c. Set the inverter control switches to ON.

d. Ensure that the following circuit-breakers are pushed in:

(1) COMPASS.

(2) 26 V.A.C. TRANSF.

(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.

(3) RH DRMI.

(4) COURSE IND.

af. Vérifier que la tension est de 26 V c.a. aux broches et connecteurs suivants :

(1) Connecteurs des conservateurs de cap (2) entre les broches U et T (masse).

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

ag. Désenclencher les disjoncteurs suivants :

(1) COURSE IND.

(2) 26 V.A.C. TRANSF.

(3) LH et RH DRMI.

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

aj. 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-000).

c. Mettre les interrupteurs des convertisseurs sur ON.

d. S'assurer que les disjoncteurs suivants sont enclenchés :

(1) COMPASS.

(2) 26 V.A.C. TRANSF.

(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.

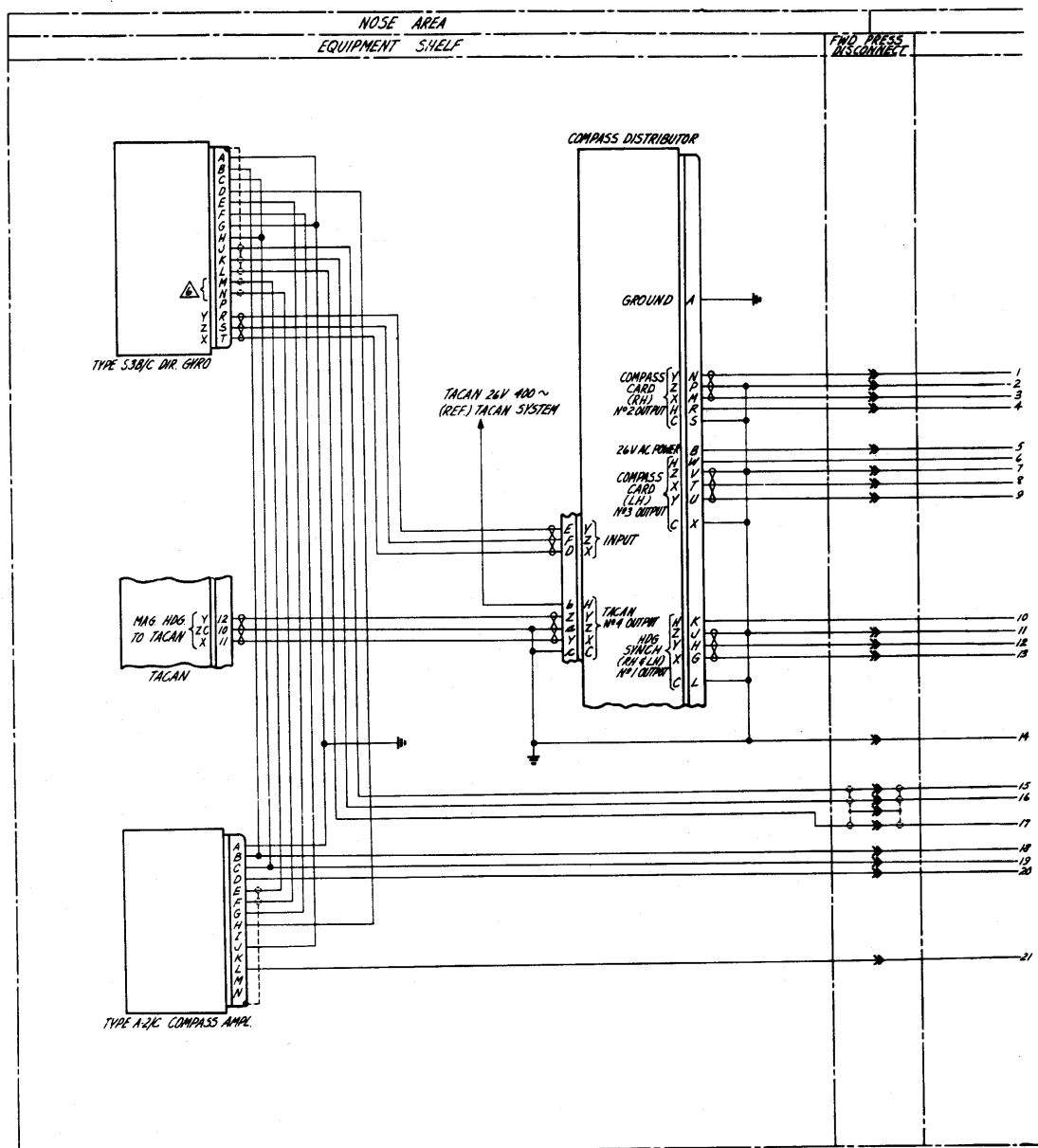
- | | |
|---|---|
| <ul style="list-style-type: none"> g. Check that the heading readings of course indicators and the DRMI's are the same to within 4 degrees. h. Loosen screws on the flux valve, rotate the flux valve to +10 graduation and check that the heading indication increases by approximately 10 degrees. j. Rotate the flux valve to -10 graduation and check that heading indication decreases by approximately 10 degrees. k. Position the flux valve to ZERO and tighten screws. m. Remove external power supply. | <ul style="list-style-type: none"> g. Vérifier que les indications de cap des conservateurs de cap et des DRMI sont les mêmes à plus ou moins 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. j. Tourner la sonde magnétométrique à la graduation -10 et vérifier que l'indication de cap diminue d'environ 10 degrés. k. Mettre la sonde magnétométrique sur ZERO et serrer les vis. m. Couper l'alimentation de parc. |
|---|---|

STANDBY COMPASS

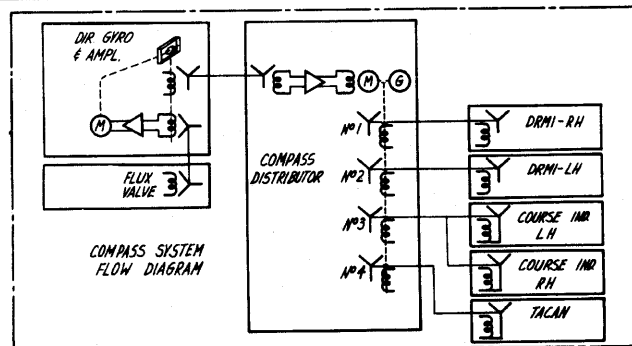
7. A direct-reading vertically-mounted Type B21 magnetic compass is installed above the glare shield at the top of the windshield. The compass is an air chamber type with a built-in compensator and is integrally lighted. The instrument light switch is installed on the lighting control panel on the centre 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.

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.



NOTE
 ⚠ Shielded wire at pin M & N to be floating ground. They are to be grounded at A-2C compass amplifier end only.



ZOE02047

41A-50122 NC

Figure 4-1 (Sheet 1 of 2) Compass System – Electrical Schematic

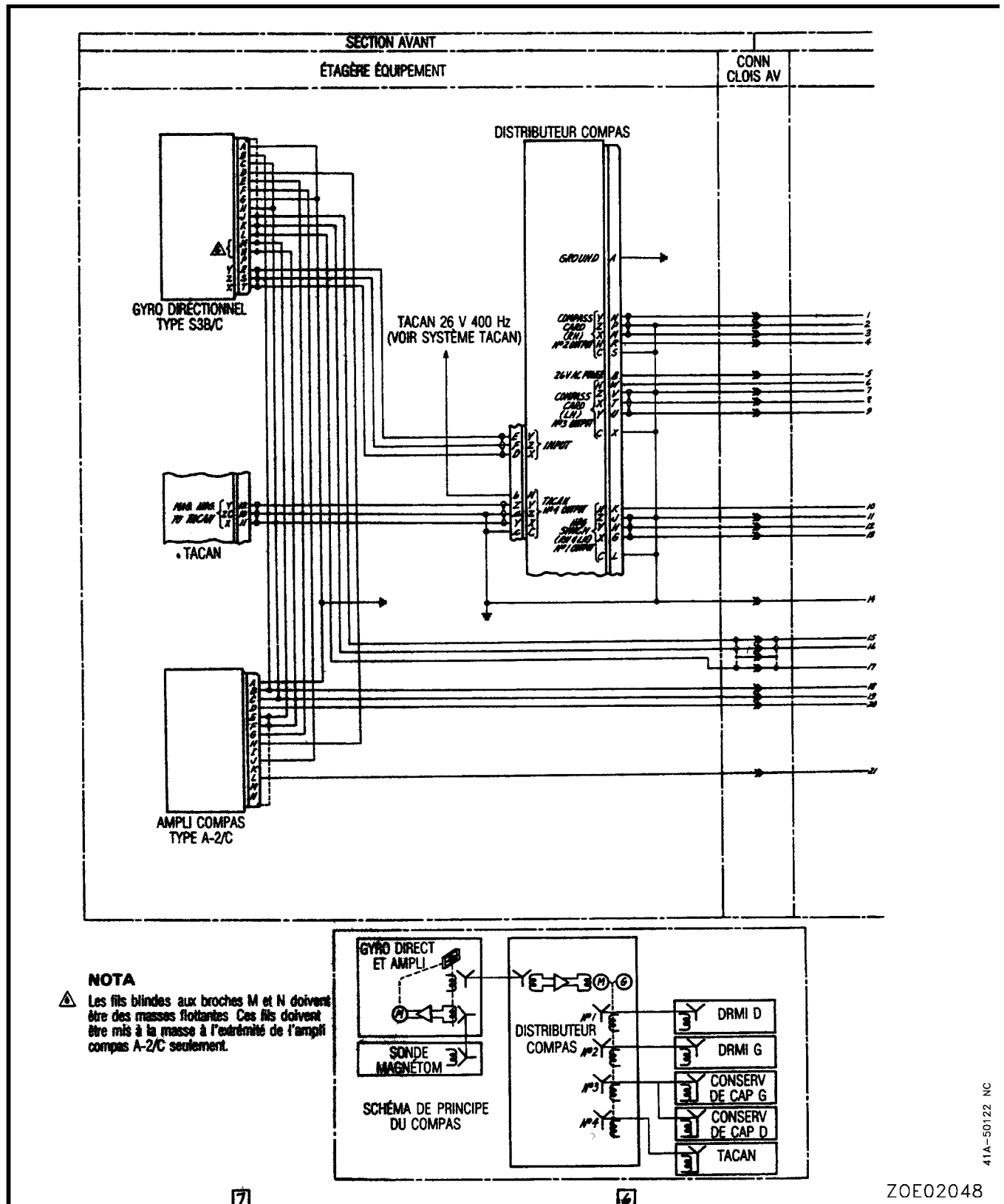


Figure 4-1 (feuille 1 of 2) Compas – schéma électrique

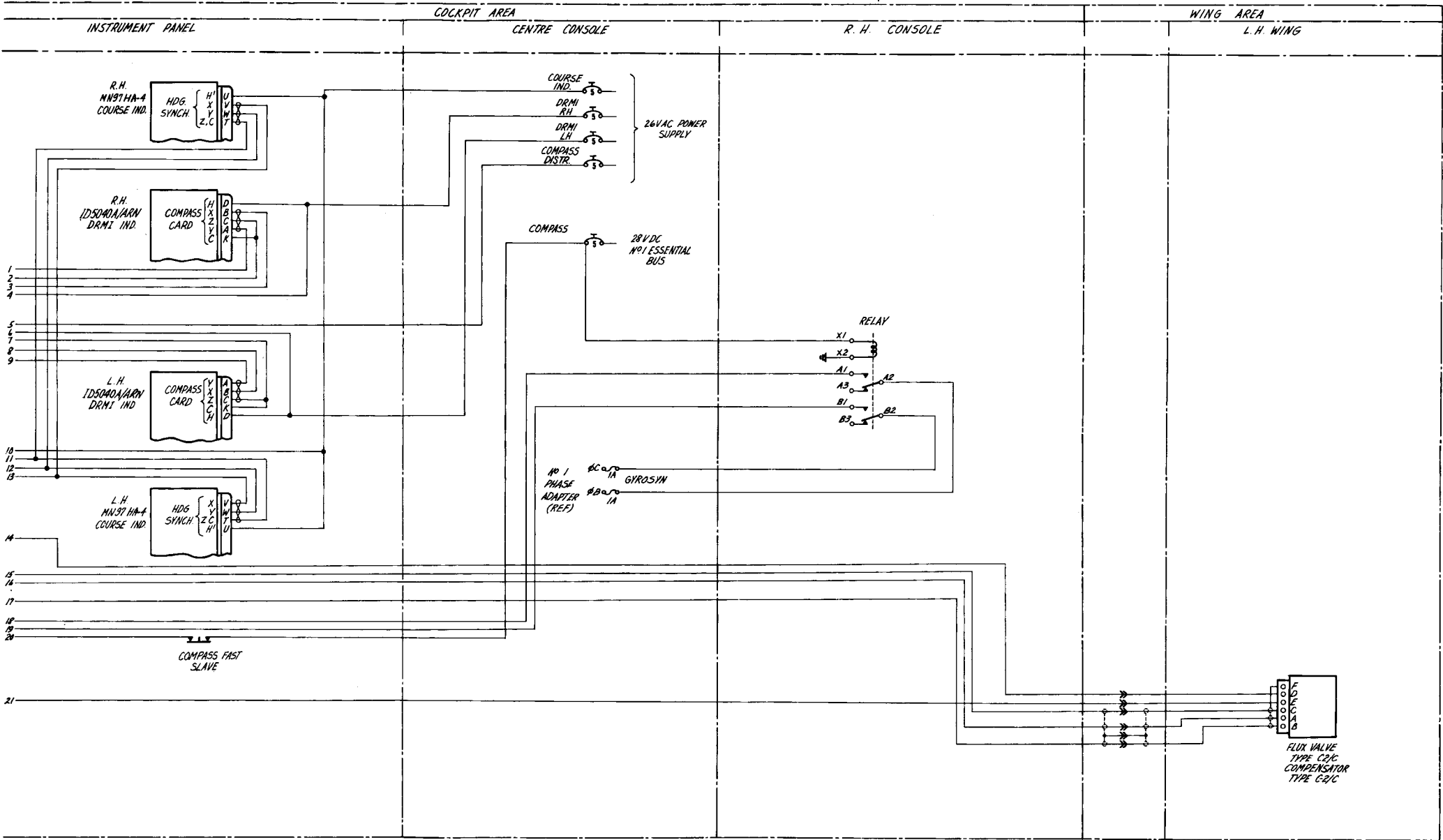


Figure 4-1 (Sheet 2 of 2) Compass System – Electrical Schematic

Figure 4-1 (Sheet 2 of 2) Compas System – Electrical Schematic

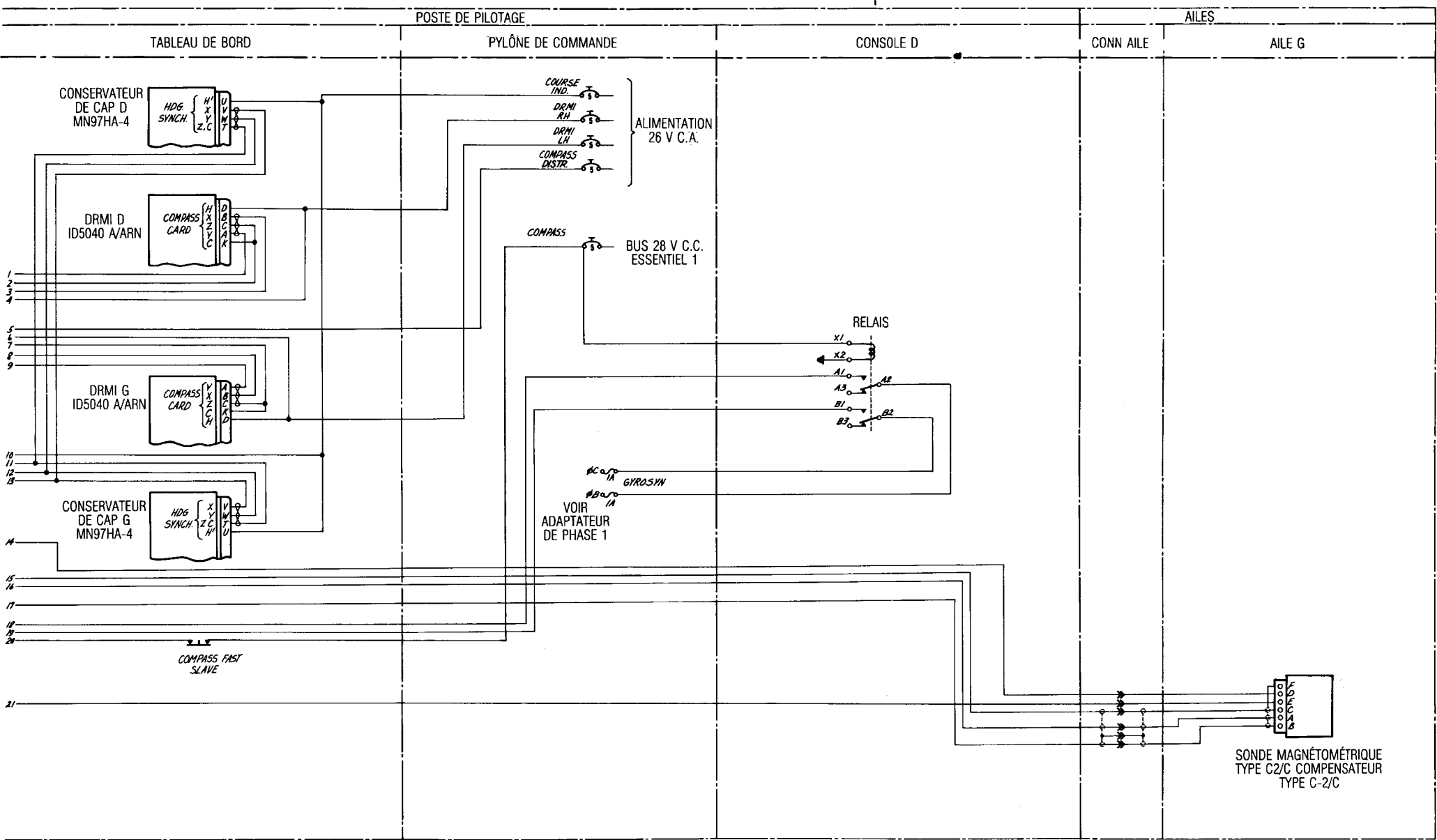


Figure 4-1 (feuille 2 de 2) Compas – schéma électrique

(feuille 2 de 2) Compas – schéma électrique Figure 4-1

LIST OF ABBREVIATIONS

| | | | |
|--------------|---|-------------------|------------------------------|
| A/C | Aircraft | IFF | Identification friend or foe |
| ADAPT | Adapter | INCORP/INC | Incorporated |
| ALT | Altitude/altimeter/ alternate/alternator | IND | Indicator |
| AMPL | Amplifier | INV | Inverter |
| ATT | Attitude | ISOL | Isolation |
| C | Celsius | LH | Left hand |
| CAP | Capacitance | MON | Monitor |
| CKPT | Cockpit | PF, pF | Pico farad |
| DISC | Disconnect | POS | Positive/position |
| DRMI | Directional radio magnetic indicator | PRESS | Pressure |
| ECP | Engineering change proposal | QUANT, QTY | Quantity |
| EGT | Exhaust gas temperature | REC | Recording/record |
| ENG | Engine | REF | Reference |
| EQPT | Equipment | RH | Right hand |
| ERECT | Erection | STA | Station |
| EXT | External/exterior | STBY | Standby |
| F | Fahrenheit | SUBS | Subsequent |
| FAT | Fatigue | SW | Switch |
| FS | Fuselage station | SYNCH | Synchronous |
| FWD | Forward | TACAN | Tactical air navigation |
| G | Gravity/gravitational | TEMP | Temperature |
| HDG | Heading | TRANSF | Transformer |
| IAS | Indicated air speed | WARN | Warning |

LISTE DES ABRÉVIATIONS

| | | | |
|----------------|---|-----------------|--|
| ALIM | Alimentation | FS | Station fuselage |
| AV | Avant | G | Gauche |
| C | Capacité | HZ | Impédance - niveau haut |
| C.A. | Courant alternatif | IFF | Identification ami-ennemi |
| CARÉN | Carénage | ILS | Système d'atterrissage aux instruments |
| C.C. | Courant continu | INTERR | Interrupteur |
| COMM | Commande | LZ | Impédance - niveau bas |
| COMPART | Compartiment | MAGNÉTOM | Magnétométrie |
| CONN | Connecteur | PANN | Panneau |
| CONSERV | Conservateur | PIL | Pilotage |
| D | Droite | PRINC | Principal |
| DÉMARR | Démarrage | PYL | Pylône |
| DÉVERR | Déverrouillé | RÉACT | Réacteur |
| DIRECT | Directionnel | SYST | Système |
| DRMI | Indicateur radiomagnétique de direction | TRAV | Traversée |
| EGT | Température des gaz d'échappement | VERR | Verrouillé |
| ÉQUIP | Équipement | VOR | Radiophare omnidirectionnel VHF |

