



**LE RÉSEAU DE CRÉATION
ET D'ACCOMPAGNEMENT PÉDAGOGIQUES**

**Ce document a été mis en ligne par le Canopé de l'académie de Montpellier
pour la Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel.**

Ce fichier numérique ne peut être reproduit, représenté, adapté ou traduit sans autorisation.

Le dossier technique se compose de 35 pages, numérotées de 1/35 à 35/35.
Dès que le dossier technique vous est remis, assurez-vous qu'il est complet.

DOSSIER TECHNIQUE

PAGE de GARDE

Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel
Réseau Canopé

CODE : 1506-AER A T 22

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AERONAUTIQUE OPTION : MECANICIEN SYSTEMES AVIONIQUE		Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE
EPREUVE E2 : EPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AERONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 1/35

Table des Matières

1	PRÉSENTATION DE L'AÉRONEF	4
1.1	Dimensions de l'avion	4
1.2	Éclairage extérieur	4
2	ADIRS	6
2.1	Description	6
2.2	Localisation des sondes	8
2.3	Synoptique des ADR	8
2.4	Commandes et contrôles	9
3	Le PFD	12
4	Le ND	12
5	INSTRUMENTS DE SECOURS	13
5.1	Compas de secours	13
5.2	Horizon artificiel de secours	13
5.3	Altimètre de secours	14
5.4	Anémomètre de secours	14
6	ISIS	14
6.1	Introduction	14
6.2	Attitude	15
6.3	Vitesse et altitude	16
6.4	Fonction atterrissage	17
7	SYSTEMES D'AIDE A LA NAVIGATION	18
7.1	VOR (VHF OMNIDIRECTIONAL RANGE)	18
7.2	ILS (INSTRUMENT LANDING SYSTEM)	18
7.3	ADF (AUTOMATIC DIRECTION FINDER)	18
7.4	DME (DISTANCE MEASURING EQUIPMENT):	18
7.5	MARKER:	19
7.6	DDRMI (Digital Distance Radio Magnetic Indicator) :	19
8	GPS	20
8.1	Description	20
8.2	Synoptiques	20
8.3	Fonctionnement normal	20
8.4	Fonctionnement en cas de panne	21
9	RADIO ALTIMETRE	21
9.1	Description	21
9.2	Automatic Call Out (annonces automatiques)	21

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 2/35

10 ATC	22
10.1 Généralités	22
10.2 Boîte de commande	22
11 RADAR MÉTÉOROLOGIQUE	23
11.1 Description	23
11.2 Boîte de commande du RADAR MÉTÉOROLOGIQUE	23
11.3 Fonction WINDSHEAR PREDICTIF	25
12 EMPLACEMENT DES ANTENNES	25
13 ANNEXES	26
13.1 Annexe 1	26
13.2 Annexe 2	27
13.3 Annexe 3	28
13.4 Annexe 4	30
13.5 Annexe 5	32
13.6 Annexe 6	34
14 INDEX OU GLOSSAIRE	35

1 PRÉSENTATION DE L'AÉRONEF

1.1 Dimensions de l'avion

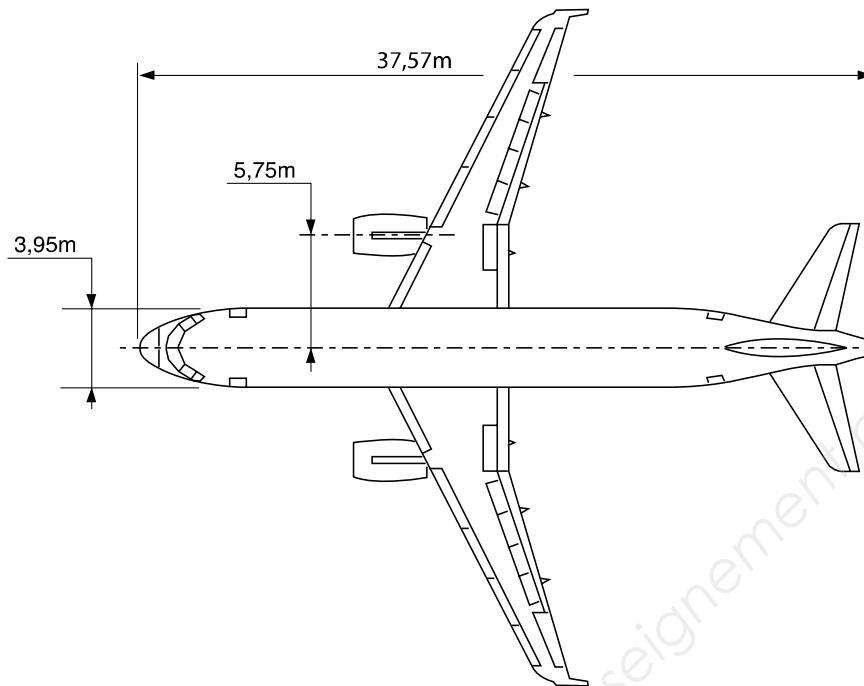


Figure 1 : Dimensions de l'avion

L'avion est équipé de deux turboréacteurs doubles attelages et doubles flux.

La génération électrique est composée d'une génération électrique principale alternative (AC) triphasée en 115/200 V à fréquence constante 400 Hz, et d'une génération secondaire 28 V continue. (DC)

La structure de l'aéronef est composée d'éléments en alliages légers et en matériaux composites.

Les commandes de vol sont électriques. Le pilote utilise un mini manche pour faire évoluer l'avion autour des axes de roulis et tangage, et des palonniers pour le faire évoluer autour de l'axe de lacet.

1.2 Éclairage extérieur

Les éclairages extérieurs comportent : (voir figure 2 page 5 du DT)

- les feux anti-collision, repère 1 ;
- les projecteurs d'éclairage des bords d'attaque et des entrées d'air des réacteurs, repère 2 ;
- les feux de navigation, repère 3 ;
- les phares de décollage et de roulage, repère 4 ;
- les phares d'atterrissage, repère 5 ;
- les phares de virage, (RWY TURN OFF, droit et gauche) repère 6 ;
- les feux à éclats, repère 7 ;
- les phares d'éclairage du plan fixe vertical (LOGO LIGHTS) voir annexes 1 page 26 du DT et annexe 2 page 27 du DT.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 4/35

Les éclairages extérieurs sont commandés au moyen d'interrupteurs ou de sélecteurs situés au panneau plafond du poste pilote EXT LIGHT.

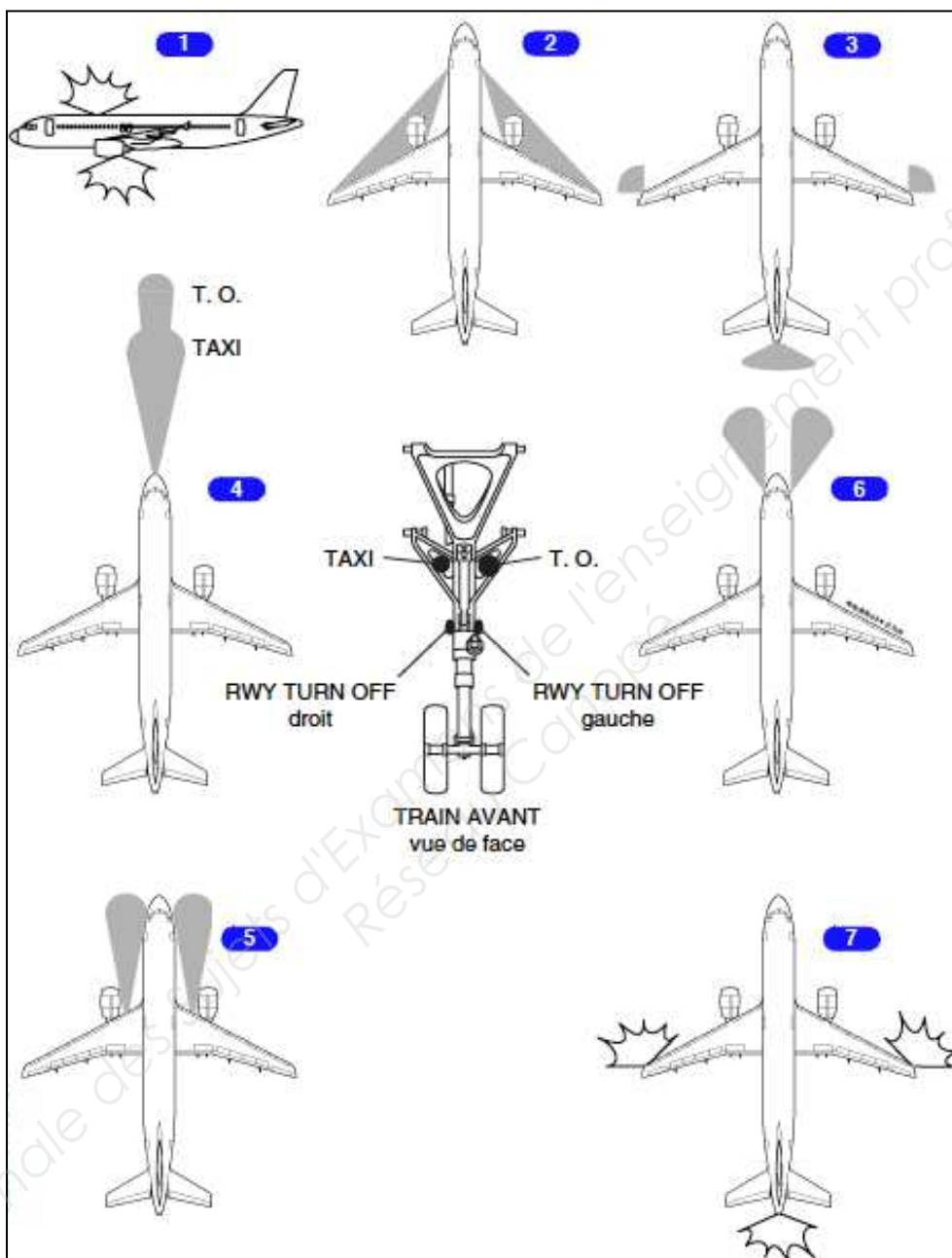


Figure 2 : Eclairages extérieurs de l'avion

BACCALURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 5/35

2 ADIRS

2.1 Description

Le système ADIRS (Air Data and Inertial Reference System) fournit les températures et les informations barométriques, anémométriques et inertielles au système EFIS (Electronic Flight Instrument System) qui comprend, comme écrans, le PFD (Primary Flight Display) et le ND (Navigation Display) et à d'autres systèmes avion :

- le FMGC (Flight Management and Guidance Computer)
- le FADEC (Full Authority Digital Engine Control)
- l'ATC (Air Traffic Control)

Le système comprend :

- **3 ADIRU** (Air Data and Inertial Reference Unit) identiques. (voir figure 5 page 8 du DT)

Chaque ADIRU est divisée en deux parties pouvant fonctionner séparément en cas de panne :

- l'ADR (Air Data Reference) qui fournit l'altitude barométrique, la vitesse, le mach, l'incidence, les températures, les alarmes de survitesse.
- l'IR (Inertial Reference) qui fournit les informations d'attitude, de FPV (Flight Path Vector), de route suivie, de cap, d'accélération, de taux de roulis, de vitesse sol et de position avion (en latitude et longitude).

- **1 boîte de commande ADIRS** (voir figure 6 page 9 du DT) ou ADIRS CDU (Command and Display Unit) située sur le panneau supérieur pour la sélection des modes (NAV, ATT, OFF) et les indications de pannes.

L'initialisation des IRs est effectuée par l'intermédiaire du FMGS (Flight Management and Guidance System) mais la boîte de commande ADIRS peut être utilisée en secours.

- **2 récepteurs GPS** connectés à la partie IR des ADIRU. Ceci permet le calcul GPIRS (GLOBAL POSITIONING INERTIAL REFERENCE SYSTEM) issu des données GPS et IRS.

- **4 types de sondes** : (voir figures 4 et 5 page 8 du DT)

- . 3 sondes pitots (pitot probes)
- . 6 prises de pression statique (Static pressure probes)
- . 3 sondes d'incidence (Angle Of Attack : AOA)
- . 2 sondes de température totale (Total Air Temperature : TAT). Ces capteurs sont chauffés électriquement pour éviter le givrage.

- **8 ADM (Air Data Module)** (voir figure 5 page 8 du DT) qui convertissent les pressions pneumatiques des prises pitots et statiques en données numériques utilisables par les ADIRU.

- **2 sélecteurs** (voir figure 7 page 11 du DT) sur le panneau Switching qui permettent la sélection de l'ADR 3 ou de l'IR 3 pour les visualisations instrumentales en cas de panne de l'ADIRU 1 ou 2.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 6/35

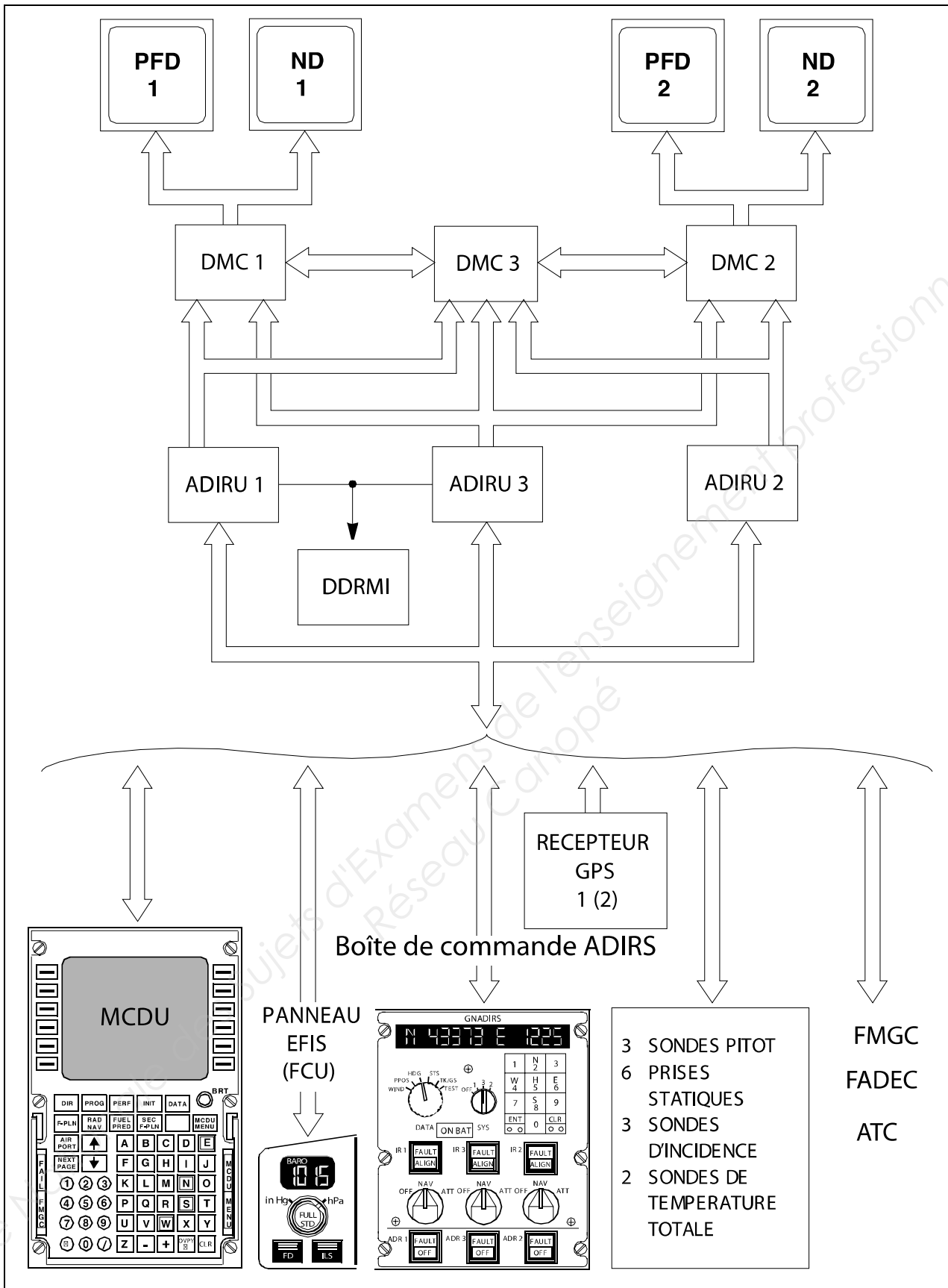


Figure 3 : Synoptique ADIRS

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 7/35

2.2 Localisation des sondes

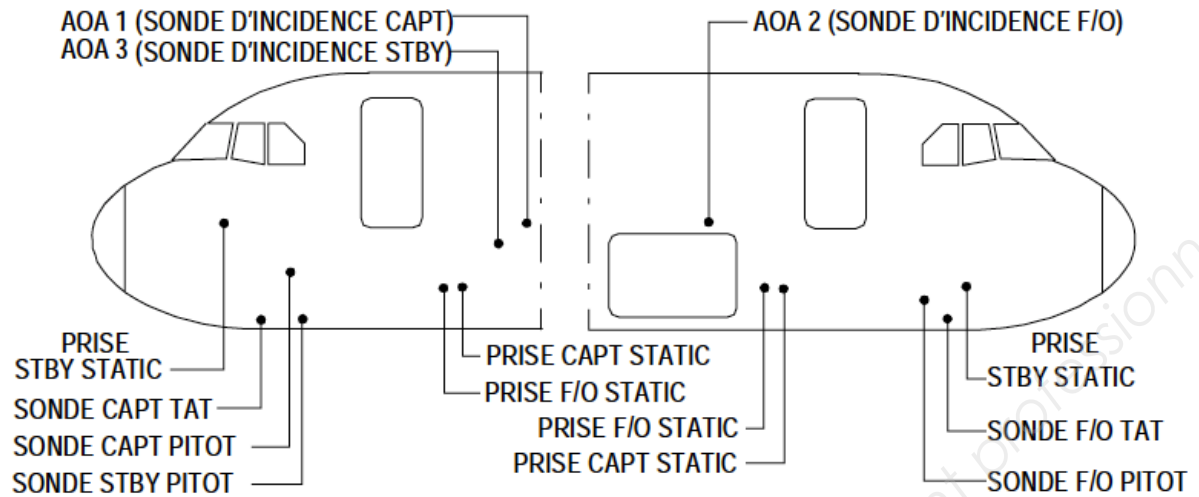


Figure 4 : Localisation des sondes

2.3 Synoptique des ADR

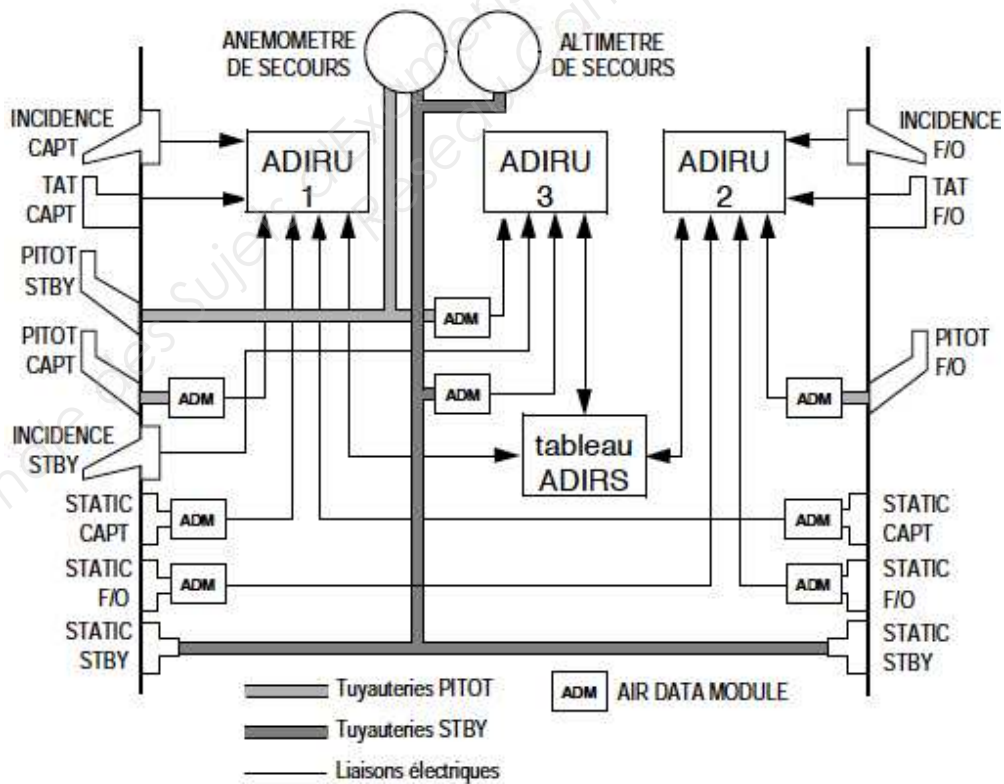


Figure 5 : Synoptique du circuit anémobarométrique

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 8/35

2.4 Commandes et contrôles

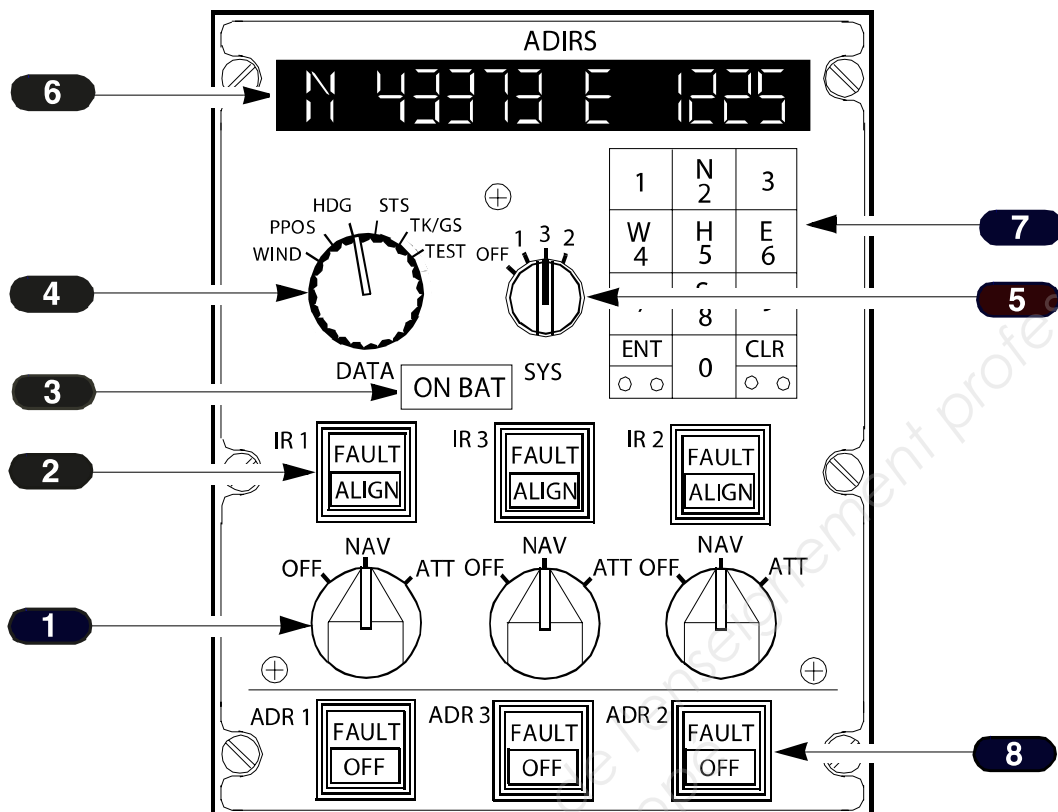


Figure 6 : boîte de commande ADIRS (ou ADIRS CDU)

La boîte de commande ADIRS ou panneau ADIRS CDU (COMMAND DISPLAY UNIT) située sur le panneau supérieur présente les voyants et les commandes qui permettent :

- l'alimentation électrique des systèmes ADR et IR
- la sélection et la présentation des données de navigation
- l'initialisation manuelle (normalement assurée au travers du FMGC)
- l'indication de panne et de status des IR et ADR

1 Sélecteurs ADIRU 1 (2) (3)

OFF : L'ADIRU n'est pas alimentée.
Les données IR et ADR ne sont pas disponibles.

NAV (Navigation) : Mode normal d'opération.
Fournit toutes les informations inertielles aux systèmes avion.

ATT (Attitude) : Mode IR fournissant seulement les informations de cap et d'attitude en cas de perte de la fonction navigation.

Le cap doit être inséré à l'aide du clavier DISPLAY SYS (Repère 7) et doit être fréquemment recalé (environ toutes les 10 minutes).

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 9/35

2 Voyants IR 1 (2) (3)

- FAULT :** S'allume ambre, associé à une alarme ECAM (ELECTRONIC CENTRALISED AIRCRAFT MONITORING), lorsqu'une panne affecte l'IR associée.
- Fixe : l'IR correspondante est perdue.
- Clignotant : les informations de cap et d'attitude peuvent être récupérées en mode ATT.
- ALIGN :** Fixe : l'IR associée est en alignement normal.
- Clignotant : défaut d'alignement, ou "Present Position" (position présente) non insérée après 10 minutes, ou écart entre la position calculée avant coupure électrique et celle insérée >1° de longitude ou de latitude.
- Eteint : l'alignement est terminé.

3 Voyant ON BAT s'allume ambre lorsqu'une (ou plusieurs) ADIRU est alimentée par la batterie seule. S'allume aussi en début d'alignement pendant quelques secondes, mais pas dans le cas d'un réalignement rapide.

4 Sélecteur DISPLAY DATA

TEST : Les voyants ENT et CLR et les afficheurs 8 segments de la fenêtre ADIRS s'allument.

TK/GS : La route vraie et la vitesse sol sont affichées.

P POS (PRESENT POSITION) : Les coordonnées actuelles sont affichées.

WIND : La vitesse du vent et sa direction par rapport au Nord vrai sont affichées.

HDG (HEADING) : Le cap vrai et le temps restant jusqu'à la fin de l'alignement sont affichés.

STS : Un code action est affiché.

5 Sélecteur DISPLAY SYS

OFF : La fenêtre ADIRS n'est pas alimentée. Les ADIRS sont toujours alimentés si les sélecteurs IR ne sont pas sur OFF.

1 - 2 - 3 : Système sélectionné pour la présentation des données.

6 Fenêtre ADIRS affiche les paramètres sélectionnés par le sélecteur DISPLAY DATA. Les touches d'insertion surpassent l'affichage sélectionné.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 10/35

7 Clavier DISPLAY SYS

Permet l'insertion de la position présente (P POS), ou du cap en mode ATT, dans l'IR sélectionnée.

- Touches alphabétiques :** N, S, E, W pour l'insertion de la position
H pour l'insertion du HDG, en mode ATT.
- Touches numériques :** permettent l'insertion manuelle de la position présente ou du cap en mode ATT.
- Touche CLR :** les voyants intégrés de la touche CLR s'allument au cours d'une insertion, si les valeurs sont hors plage.
En pressant sur la touche CLR, les données pré-affichées (mais pas encore insérées) sont annulées.
- Touche ENT :** la touche ENT s'allume si une touche N, S, E, W, H est sélectionnée.
Une action sur la touche insère les données dans les ADIRU.

8 Boutons poussoirs ADR 1 (2) (3) (action momentanée)

- OFF :** les sorties ADR sont déconnectées
- FAULT :** s'allume ambre, accompagné d'un avertissement ECAM si une panne est détectée dans la partie ADR.

PANNEAU SWITCHING :

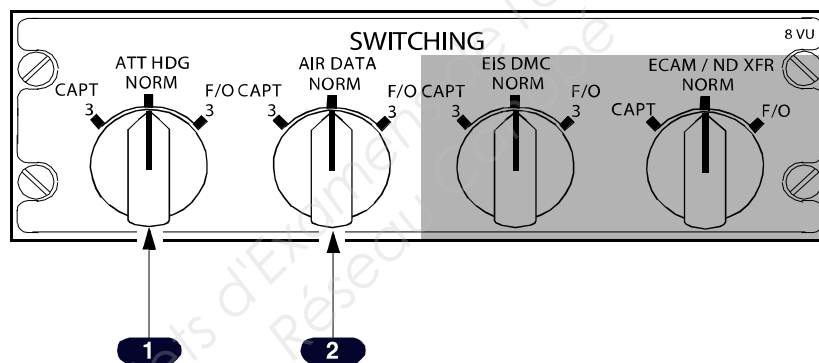


Figure 7 : Panneau Switching

1 Sélecteur ATT HDG :

- NORM :** L'IR 1 fournit ses informations aux PFD 1, ND 1 et RMI VOR/DME.
L'IR 2 fournit ses informations IR aux PFD 2, et ND 2.
- CAPT 3 :** L'IR 3 remplace l'IR 1.
- F/O 3 :** l'IR 3 remplace l'IR 2.

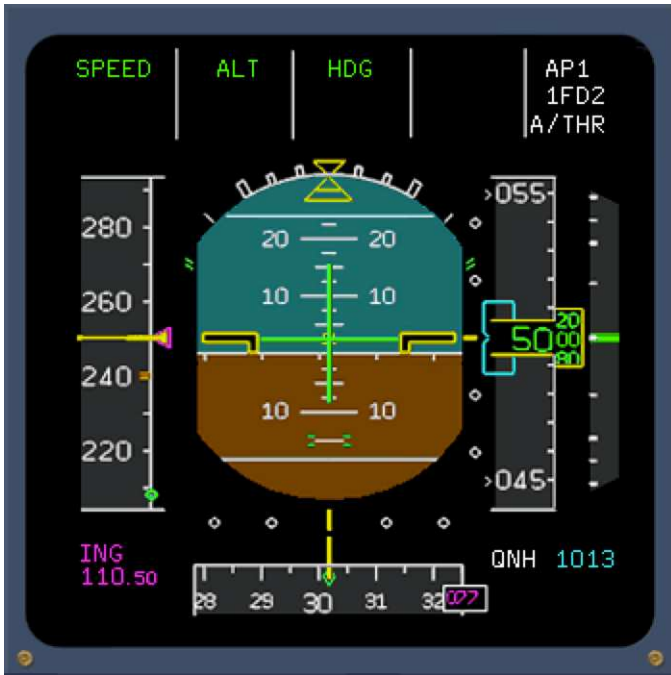
2 Sélecteur AIR DATA :

- NORM :** L'ADR 1 fournit ses informations aux PFD 1, ND 1.
L'ADR2 fournit ses informations ADR aux PFD 2, et ND 2.
- CAPT 3 :** L'ADR 3 remplace l'ADR 1.
- F/O 3 :** L'ADR 3 remplace l'ADR 2.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 11/35

3 Le PFD

Le PFD présente des informations essentielles au pilotage, entre autres :



- l'échelle de vitesse, à gauche sur le PFD est celle de l'anémomètre,
- la partie supérieure présente les annonceurs de modes du pilote automatique, du directeur de vol, et de l'auto poussée,
- l'horizon artificiel est symbolisé au centre de l'écran,
- l'échelle d'altitude, à droite, est celle de l'altimètre,
- l'échelle de vitesse verticale, à droite de l'échelle d'altitude, est celle du variomètre,
- l'échelle de cap est représentée sur la partie inférieure du PFD.

Figure 8 : Écran PFD

4 Le ND

Le ND présente, entre autres, les informations suivantes :



- la maquette avion, symbolise la position avion dans le plan (vue de dessus),
- le cap (vrai ou magnétique) suivi par l'avion,
- la direction et la vitesse du vent,
- la route suivie par l'avion,
- le plan de vol suivi,
- la vitesse sol GS (GROUND SPEED),
- la vitesse vraie TAS (TRUE AIR SPEED).

Figure 9 : Ecran ND

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 12/35

5 INSTRUMENTS DE SECOURS

5.1 Compas de secours

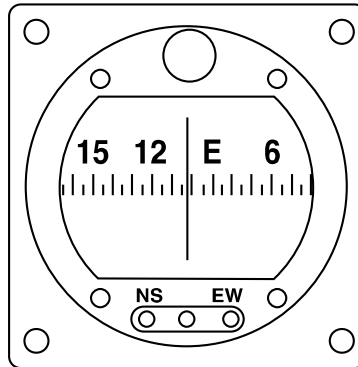


Figure 10 : Compas de secours

Il est installé au sommet du montant central du pare brise.

5.2 Horizon artificiel de secours

L'horizon de secours est alimenté normalement par la DC ESS BUS (DIRECT CURRENT ESSENTIAL BUS). En cas de panne totale électrique, son indication reste utilisable durant 5 minutes.

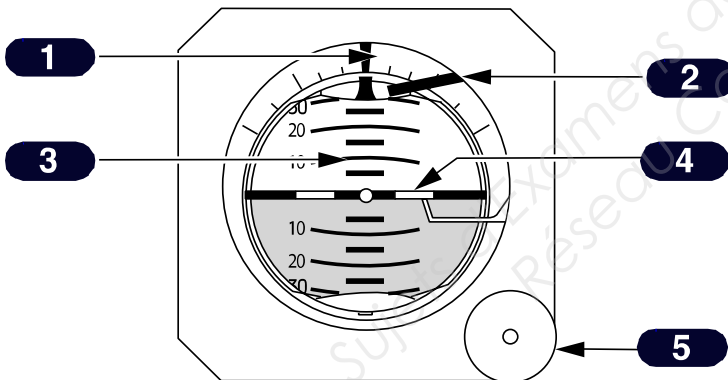


Figure 11 : Horizon artificiel de secours

Note : Après un virage à faible taux, l'indication de l'horizon de secours peut être inexacte, pour la corriger il faut utiliser le bouton de recalage lorsque l'avion est en ligne de vol.

- 1** Échelle de roulis
Graduations d'angle de roulis jusqu'à 60°. Pas de limite de rotation.
- 2** Drapeau
Apparaît en cas de panne d'instrument ou d'alimentation électrique.
- 3** Échelle de tangage
Mesure d'angle de tangage. La rotation est limitée à $\pm 85^\circ$.
- 4** Maquette
Symbole fixe.
- 5** Bouton de recalage
Tiré, le gyro est érecté, l'horizon est mis à niveau et centré (l'avion doit être en ligne de vol durant cette procédure).

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 13/35

5.3 Altimètre de secours

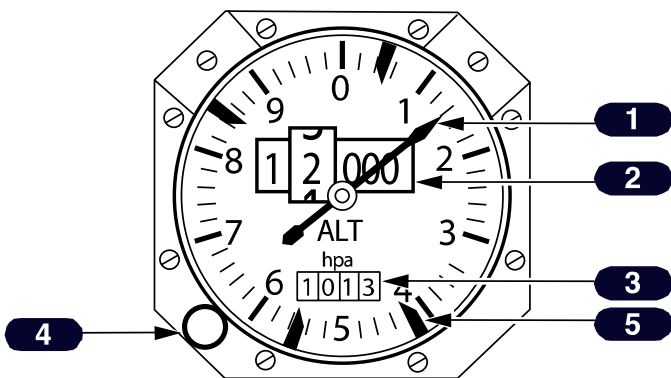


Figure 12 : Altimètre de secours

- 1 Aiguille d'altitude (de 0 à 1000 ft)
- 2 Fenêtre d'altitude en pied (ft)
Seuls les tambours des milliers et des dizaines de milliers de ft tournent.
- 3 Fenêtre de calage altimétrique en hecto pascal (hPa)
- 4 Bouton de calage altimétrique
- 5 Index (il y en a 4)
Servent à afficher les altitudes de référence.

5.4 Anémomètre de secours

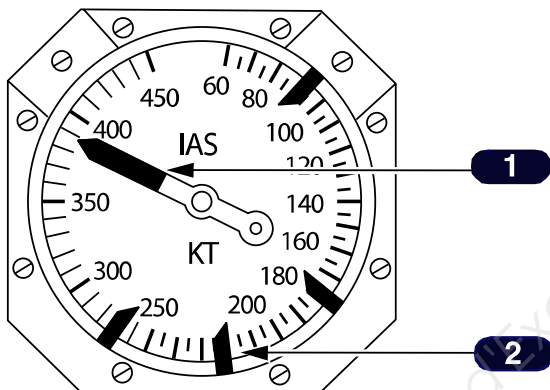


Figure 13 : Anémomètre de secours

- 1 Aiguille de vitesse
- 2 Index de vitesse (il y en a 4) : ils servent à afficher les vitesses de référence.

6 ISIS

6.1 Introduction

Sur certains avions, les instruments de secours (compas de secours, horizon artificiel de secours, altimètre de secours, anémomètre de secours) sont remplacés par un ISIS (Integrated Standby Instrument System).

L'ISIS affiche les informations suivantes : attitude, vitesse et mach, altitude, pression barométrique, fonction atterrissage, fonction BUGS (index).

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 14/35

6.2 Attitude

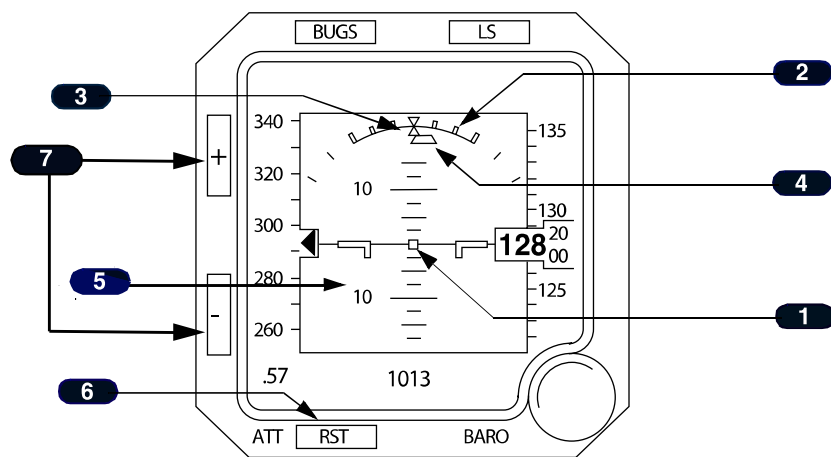


Figure 14 : Fonction Attitude

1 Maquette avion fixe :

Représente le symbole fixe de l'avion.

2 Echelle de roulis :

Echelle graduée à 0 - 10 - 20 - 30 - 45 - 60 degrés d'inclinaison.

3 Index de roulis :

Symbole (deux triangles inversés) indiquant l'angle d'inclinaison.

4 Index de dérapage :

Index trapézoïdal se déplaçant en dessous de l'index de roulis. Il indique l'accélération latérale de l'avion.

5 Echelle de tangage :

Echelle graduée, dont les graduations sont espacées de 2.5° entre 30° à cabrer et 30° à piquer. Au delà de 30°, de grandes flèches rouges (en forme de V) indiquent une attitude excessive, et le sens de la correction pour la réduire. L'échelle de tangage minimum affichée se situe entre - 17.5° et 15° avec une pente nulle.

6 ATT RST (reset d'attitude) :

L'indication d'attitude peut être réinitialisée en pressant le bouton poussoir RST pendant 2 secondes.

L'avion doit maintenir l'attitude durant la procédure.

Pendant la durée du reset, le message "ATT" est affiché sur l'écran.

Le bouton poussoir RST est utilisé aussi pour réinitialiser le système si un mouvement excessif de l'avion est détecté pendant la phase d'alignement.

7 Touches + / - :

Permet le réglage de la luminosité, lorsque la fonction BUGS (index) n'est pas activée.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 15/35

6.3 Vitesse et altitude

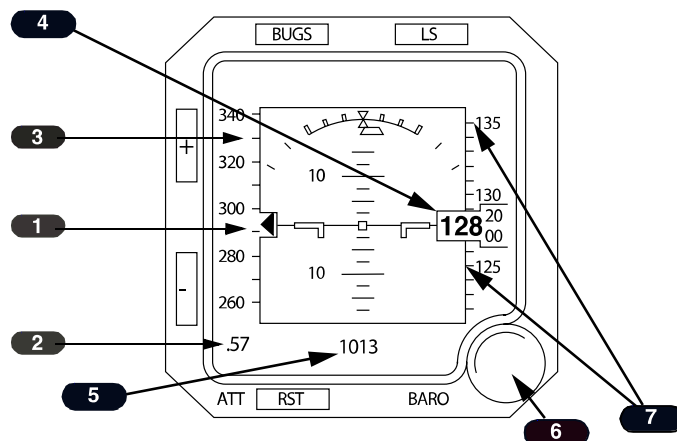


Figure 15 : Fonction vitesse et altitude

1 Echelle de vitesse :

La vitesse est indiquée par une échelle blanche se déplaçant devant un triangle jaune. Les graduations sont espacées de 5 nœuds (kt) entre 5 et 250 nœuds (kt), et de 10 kt entre 250 et 520 kt.

2 Nombre de MACH :

Le nombre de MACH est affiché en vert lorsqu'il est supérieur à 0.5 Mach (M), mais disparaît seulement s'il est inférieur à 0.45 Mach (M).

3 Index de vitesse :

Quand un index de vitesse est inséré via la fonction "BUGS", la marque de vitesse correspondante est indiquée par un tiret de couleur cyan.

4 Indication d'altitude :

L'indication d'altitude s'affiche sur une échelle mobile blanche, et par une indication digitale verte sur fond gris.

L'échelle d'altitude varie de - 2000 ft à 50 000 ft espacés de 100 ft, avec des indications digitales espacées de 500 ft. "NEG" (blanc) apparaît dans la fenêtre pour une indication négative.

La fenêtre d'altitude passe du gris au cyan lorsque l'indication correspond à une valeur cible.

5 Référence barométrique :

La référence barométrique est affichée en cyan, en hPa.

Elle correspond, soit à la pression barométrique sélectionnée, soit à la référence barométrique standard. L'échelle varie de 745 hPa à 1100hPa.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 16/35

6 Sélecteur de référence barométrique :

Sa rotation permet la sélection d'une pression barométrique, avec une variation de 10 hPa par rotation du bouton.

La pression barométrique standard peut être sélectionnée en pressant le bouton. "STD" est alors affiché à la place de la valeur de la pression.

En pressant une nouvelle fois le bouton, le réglage barométrique reprend le dernier calage.

7 Index d'altitude :

Quand un index d'altitude est inséré via la fonction BUGS (index), la marque correspondant à l'altitude est indiquée par un tiret cyan, ou par un cadre cyan lorsque le tiret recouvre l'indication digitale sur l'échelle.

6.4 **Fonction atterrissage**

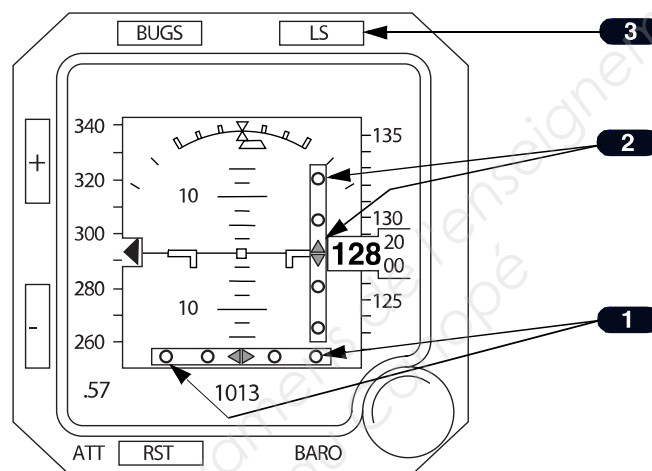


Figure 16 : Fonction atterrissage

1 Index et échelle d'écart LOC :

L'échelle LOC apparaît quand le bouton poussoir ILS est pressé. L'index d'écart LOC apparaît lorsque le signal LOC est valide. L'échelle permet de connaître l'écart angulaire par rapport au plan LOC. Une déviation complète de l'index correspond à un écart de +/- 2,5 degrés (un point de l'échelle équivaut à 1,25 degré d'écart LOC).

2 Index et échelle d'écart GLIDE :

L'échelle GLIDE apparaît quand le bouton poussoir ILS est pressé. L'index d'écart GLIDE apparaît lorsque le signal GLIDE est valide. L'échelle permet de connaître l'écart angulaire par rapport au plan GLIDE. Une déviation complète de l'index correspond à un écart de +/- 0,5 degré (un point de l'échelle équivaut à 0,25 degré d'écart GLIDE).

3 Bouton Poussoir de sélection L/S (LANDING/SYSTEM) :

Pressé, les échelles LOC et GLIDE sont affichées.

Pressé de nouveau, les échelles LOC et GLIDE s'effacent.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 17/35

7 SYSTEMES D'AIDE A LA NAVIGATION

7.1 VOR (VHF OMNIDIRECTIONAL RANGE)

Deux récepteurs VOR (VOR1, VOR2) sont installés.

Au sol, les balises VOR émettent entre 108 et 118 MHz. Ces balises matérialisent dans l'espace 360 rayons ou radials.

Les informations VOR 1 et VOR 2 sont présentées sur les ND en fonction de la position des sélecteurs VOR / ADF situés sur les panneaux EFIS.

-Les relèvements VOR 1 et VOR 2 sont aussi présentés au DDRMI situé sur la planche centrale, si l'information de cap est valide.

7.2 ILS (INSTRUMENT LANDING SYSTEM)

L'ILS est le système d'aide à l'atterrissage.

Au sol, des émetteurs LOC matérialisent dans l'espace un plan vertical confondu avec l'axe de piste.

Un émetteur GLIDE matérialise dans l'espace un plan incliné à 3° menant au seuil de piste.

L'intersection de ces deux plans (LOC et GLIDE), forme un axe ILS donnant la trajectoire optimale d'approche.

A bord, deux récepteurs ILS sont installés et permettent d'afficher sur le PFD et le ND, les écarts par rapport à ces deux plans.

Sur certains avions, chaque récepteur est intégré dans un MMR (Multi Mode Receiver) qui regroupe les réceptions ILS et GPS. L'utilisation de l'ILS est identique dans les deux cas.

- Les informations ILS 1 sont présentées sur les PFD 1 et ND 2.
- Les informations ILS 2 sont présentées sur les PFD 2 et ND 1.
- Les informations ILS peuvent être présentées sur chaque PFD au moyen de la touche ILS des panneaux EFIS (barres vertes allumées).

7.3 ADF (AUTOMATIC DIRECTION FINDER)

Le système radiocompas ADF est un système d'aide à la navigation. Une balise ADF est un système d'aide à la navigation. Une balise ADF est aussi nommée NDB (Non Directional Beacon). L'ADF fonctionne sur la plage de fréquences 190 KHz à 1750 KHz avec un pas de 0,5 KHz.

Un ou deux récepteurs ADF sont installés (seuls quelques avions sont équipés de deux ADF).

A bord, le (ou les) récepteur(s) ADF fournissent sur le ND, le gisement de la station sol, ainsi que le cap à prendre pour rejoindre la balise (QDM).

- L'information ADF est présentée au ND en fonction de la position des sélecteurs ADF / VOR du panneau EFIS. Seuls quelques avions sont équipés d'un RMI ADF.

7.4 DME (DISTANCE MEASURING EQUIPMENT):

Le DME est une aide à la navigation moyenne distance fournissant à l'équipage :

- une valeur affichée de distance oblique, en mille nautique, entre l'avion et la balise sol sélectionnée.
- un indicatif morse audible permettant d'identifier la balise.

Le DME est un système émetteur-récepteur, travaillant dans la bande de fréquences comprise entre 962 MHz et 1213 MHz. Le système DME de bord, est composé d'un émetteur-récepteur qui interroge une station spécifique au sol.

Deux DME sont installés.

La sélection des fréquences DME est automatique et correspond à l'affichage des fréquences VOR ou ILS.

Les informations VOR / DME peuvent être affichées sur les ND et le DDRMI.

L'information ILS / DME est présentée sur les PFD.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 18/35

7.5 MARKER:

Un système MARKER BEACON est inclus dans le récepteur VOR 1.

Il indique de façon ponctuelle la distance entre l'avion et le seuil de piste.

Les voyants OUTER MARKER (OM), MIDDLE MARKER (MM) et INNER MARKER (IM) sont présentés sur les PFD.

7.6 DDRMI (Digital Distance Radio Magnetic Indicator) :

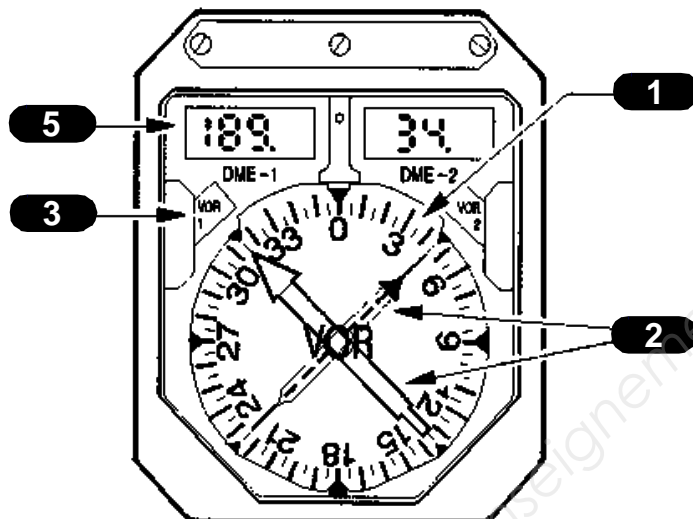


Figure 17: DDRMI basique (VOR uniquement)

1 Rose des caps

Elle est normalement asservie à l'ADIRU 1 (ou à l'ADIRU 3 lorsque le sélecteur ATT / HDG du panneau SWITCHING est sur CAPT 3).

2 Aiguilles

Indiquent le relèvement magnétique de la station reçue.

Aiguille simple : VOR 1 (ou ADF 1 si DDRMI VOR / ADF)

Aiguille double : VOR 2 (ou ADF 2 si DDRMI VOR / ADF et ADF 2 installés)

3 Drapeaux VOR / ADF 1 (2)

Sont présents en cas de :

- panne du récepteur VOR ou ADF
- panne interne du DDRMI
- signal de cap de l'ADIRS non valide
- panne d'alimentation du DDRMI.

Tant qu'un drapeau est apparent, l'aiguille associée se positionne à l'horizontale.

PAS DE REPERE N°4

5 Fenêtre DME 1 (2)

Les distances DME 1 et DME 2 sont indiquées en NM (Nautical Mile) (et en dixièmes de NM en-dessous de 20 NM).

En dessous de 1 NM, la distance affichée est 0.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 19/35

8 GPS

8.1 Description

Le GPS (Global Positioning System) est un système d'aide à la navigation par satellites.

La structure du système repose sur une constellation de 24 satellites en orbite autour de la planète. Chacun d'eux émet des données permettant à un récepteur de déterminer avec précision la position de l'avion.

L'avion est équipé de deux systèmes GPS indépendants, intégrés dans les récepteurs MMR (Multi Mode Receiver) qui regroupent les fonctions ILS et GPS, chacun associés à une antenne GPS.

Le GPS détermine une position qu'il transmet à l'ADIRU pour le calcul d'une position hybride GPS - IRS appelée GPIRS. Cette position GPIRS est utilisée par le FMGC.

8.2 Synoptiques

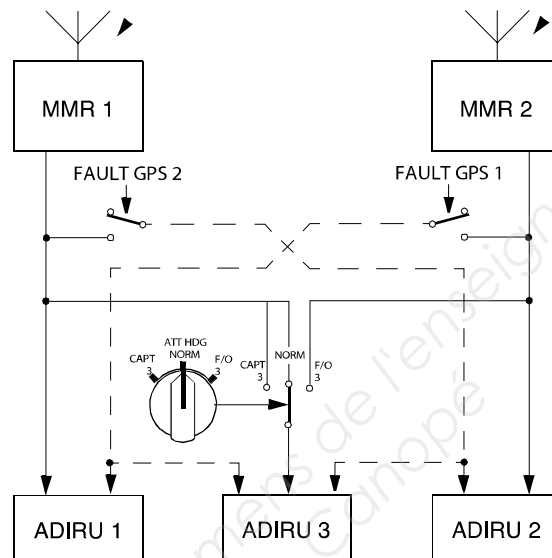


Figure 18 : synoptique système GPS

8.3 Fonctionnement normal

En fonctionnement normal : le récepteur GPS 1 (intégré dans le MMR1) envoie ses informations aux ADIRU 1 et 3, le récepteur GPS 2 (intégré dans le MMR2) à l'ADIRU 2.

LE GPS fonctionne dans différents modes :

Mode INIT :

Le GPS s'initialise.

Mode ACQ (ACQuisition) :

Le GPS est dans ce mode après la mise sous tension, ou suite à une longue période sans réception de signaux satellites.

Il reste dans ce mode tant qu'il n'a pas acquis au moins 4 satellites.

Il passe ensuite en mode NAV (navigation). Pour accélérer le passage en mode NAV, le GPS s'initialise par l'intermédiaire des données IRS, position, heure et altitude.

Mode NAV (Navigation) :

Dans ce mode, le GPS capte au moins 4 satellites simultanément et envoie en permanence ses informations aux ADIRU.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 20/35

Mode ALTAID (ALTitude AIDing) :

Si le GPS peut capter au moins 4 satellites, il utilise les altitudes GPS et IRS pour calculer un écart d'altitude.

Si le nombre des satellites reçus tombe à 3, l'écart est gelé et le GPS passe en mode ALTAID, en utilisant l'altitude IRS corrigée de l'écart.

Mode FAULT :

Le GPS se déclare en panne et ne transmet plus de paramètres.

8.4 Fonctionnement en cas de panne

Si un GPS tombe en panne, les 3 ADIRU utilisent le GPS opérant.

Si l'ADIRU 1 est en panne, les informations GPS1 sont envoyées à l'ADIRU 3.

Si l'ADIRU 2 est en panne, le sélecteur ATT HDG doit être positionné sur F/O 3 pour que le GPS 2 envoie ses informations à l'ADIRU 3, ceci afin de conserver la séparation entre les côtés 1 et 2.

Si les 2 ADIRU sont en panne, l'ADIRU restante utilise son GPS associé.

9 RADIOALTIMETRE

9.1 Description

L'avion est équipé de deux RA (Radioaltimètres) : le RA1 et le RA2.

La hauteur RA 1 est normalement présentée sur le PFD CAPT et la hauteur RA 2 sur le PFD F/O.

En cas de panne d'un RA, la hauteur RA valide est présentée sur les deux PFD.

9.2 Automatic Call Out (annonces automatiques)

Le FWC (Flight Warning Computer) génère la voix synthétique pour l'annonce des hauteurs en-dessous de 2000 ft au travers des haut-parleurs (même s'ils sont positionnés sur OFF).

Les annonces utilisent les seuils de hauteur suivants :

HAUTEUR (ft)	ANNONCE
2000	TWO THOUSAND
1000	ONE THOUSAND
500	FIVE HUNDRED
400	FOUR HUNDRED
300	THREE HUNDRED
200	TWO HUNDRED
100	ONE HUNDRED
50	FIFTY
40	FORTY
30	THIRTY
20	TWENTY
10	TEN
5	FIVE
DH (ou MDA) + 100	HUNDRED ABOVE
DH (ou MDA)	MINIMUM

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 21/35

10 ATC

10.1 Généralités

L'avion est équipé de deux transpondeurs ATC qui sont commandés par une boîte de commande commune installée sur le pylône central.

Seul le transpondeur sélectionné fonctionne.

Le report d'altitude est fourni par l'ADR associée (1 ou 2) ou en cas de panne, par l'ADR 3 si le sélecteur AIR DATA du panneau SWITCHING est placé sur CAPT 3 ou F/O 3.

10.2 Boîte de commande

Cette boîte est commune aux systèmes ATC et TCAS.

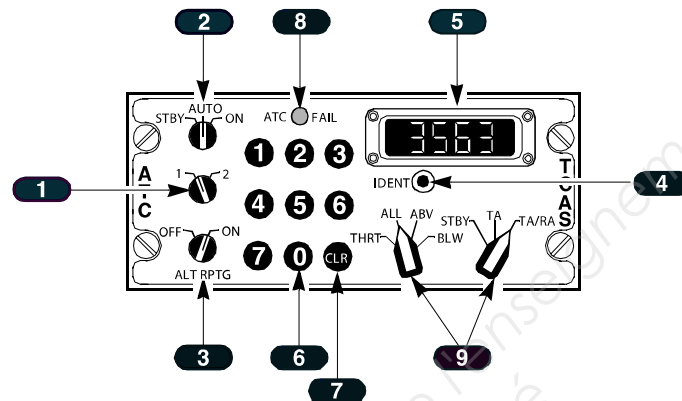


Figure 19 : boîte commande à clavier numérique

1 Sélecteur de transpondeur :

Permet de sélectionner le transpondeur n° 1 ou n° 2

2 Commande du transpondeur ATC :

STBY : Les deux transpondeurs sont en attente.

AUTO : En vol: Le transpondeur sélectionné fonctionne.

Au sol: Le transpondeur sélectionné fonctionne seulement en mode S (mode d'interrogation sélectif)

ON : Le transpondeur fonctionne au sol et en vol

3 Interrupteur ALT/RPTG (ALTitude/RePorTinG) :

ON : C'est la position normale de fonctionnement.

Cette position active la fonction report d'altitude du transpondeur, en mode C, vers le sol.

OFF : Cette position désactive la fonction report d'altitude.

4 Bouton poussoir IDENT :

Une pression sur IDENT envoie un signal d'identification pour l'ATC.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 22/35

5 Affichage du code ATC :

L'écran affiche le code transpondeur sélectionné.

6 Clavier numérique :

Le code ATC, introduit à l'aide du clavier, est affiché sur l'écran.

7 Touche CLR :

Cette touche permet d'effacer le code affiché.

Note : tant que les 4 digits du nouveau code ne sont pas tous affichés, le code précédent est transmis.

8 ATC FAIL :

Cette lampe ambre est allumée en cas de panne du transpondeur sélectionné ou pendant un test.

9 Utilisé pour la fonction TCAS

11 RADAR MÉTÉOROLOGIQUE

11.1 Description

L'avion est équipé d'un seul système radar météo.

Ce radar permet de détecter et de localiser les différentes perturbations atmosphériques (pluie, grêle, orage, ..). De plus, il peut également détecter les turbulences et les phénomènes de micro rafales (Windshear). L'émetteur récepteur radar météo envoie des impulsions à très hautes fréquences (environ 10GHz) et de fortes puissances par une antenne située dans le radôme. Cette antenne balaye la zone située devant l'aéronef. En fonction des échos reçus, les informations météorologiques sont affichées sur un écran (le ND) qui permet à l'équipage de connaître l'intensité des perturbations, leurs distances et leurs azimuts.

L'image radar peut être présentée sur l'écran ND, ceci dans tous les modes d'affichage de l'écran sauf le mode PLAN.

11.2 Boîte de commande du RADAR MÉTÉOROLOGIQUE

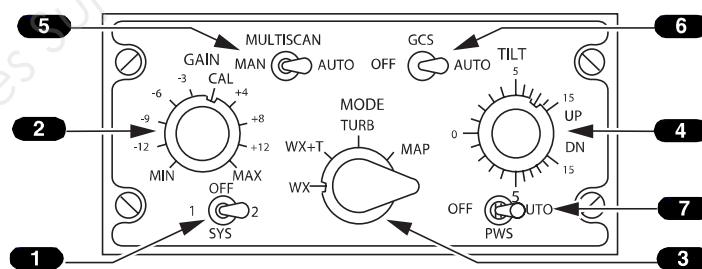


Figure 20 : boîte de commande

1 Interrupteur SYS 1/OFF/2 :

Permet d'alimenter l'ensemble radar choisi.

2 Sélecteur GAIN :

Utilisé pour régler la sensibilité du récepteur dans les modes WX (Weather) et MAP (Mapping). Sur la position CAL, le gain est automatiquement ajusté au réglage optimum.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 23/35

3 Sélecteur de MODE :

- WX :** Détection météo.
Les échos sont représentés selon leur intensité par quatre niveaux de couleurs différentes:
- noir pour les très faibles précipitations,
- vert pour les faibles précipitations,
- ambre pour les précipitations moyennes,
- rouge pour les fortes précipitations.
- WX + T :** Les zones de turbulence (dans les zones de précipitations) sont présentées en couleur magenta (dans un rayon de 40 NM).
- TURB :** Présentation des turbulences seules (magenta).
- MAP :** Le radar est en mode MAPPING : noir pour l'eau, vert pour le sol, ambre pour les villes et les montagnes.

4 Sélecteur TILT :

Permet la commande manuelle du TILT d'antenne quand l'interrupteur MULTISCAN est positionné sur MAN.

Le radar 1 est asservi à l'ADIRU 1 et le radar 2 à l'ADIRU 2. L'ADIRU 3 remplace l'une ou l'autre ADIRU suivant que le sélecteur SWITCHING ATT HDG est positionné sur CAPT 3 ou F/O 3. L'index « 0 » correspond à l'horizontale vue par les ADIRS.

5 Interrupteur MULTISCAN :

Interrupteur GCS (Ground Clutter Suppress : Suppression des échos "sol")

AUTO : Le radar analyse les phénomènes météo pour différentes valeurs de tilt, optimisant leur détection. Les échos sol sont atténués.

MAN : Le sélecteur TILT permet de régler le tilt d'antenne.

AUTO : Élimine les échos sol. Ne fonctionne pas lorsque l'interrupteur MULTISCAN est positionné sur MAN.

OFF : Utilisation normale.

7 Interrupteur PWS (WINDSHEAR prédictif) :

AUTO : La fonction "WINDSHEAR prédictif" est activée.

Les zones WINDSHEAR sont détectées en-dessous de 2300 ft (RA), même si l'interrupteur SYS est positionné sur OFF, et affichées sur le ND en-dessous de 1500 ft.

OFF : La fonction "WINDSHEAR prédictif" n'est pas disponible.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 24/35

11.3 Fonction WINDSHEAR PREDICTIF

Fonctionnement :

Le radar météo (sélectionné sur la boîte de commande lorsqu'il y en a deux) fournit la fonction WINDSHEAR prédictif.

Le PWS (Predictive Windshear System) est en fonctionnement quand toutes les conditions suivantes sont réunies :

- l'interrupteur PWS ou WINDSHEAR, sur la boîte de commande radar, est sur AUTO (même si le système radar est sur OFF),
- l'avion est en-dessous de 2 300 ft RA,
- le sélecteur de fonction ATC est sur ON, ou AUTO,
- au moins un réacteur est en fonctionnement.

Alarmes et messages WINDSHEAR :

En dessous de 1500 ft, selon l'échelle sélectionnée sur le ND, lorsque le système détecte un WINDSHEAR, il déclenche :

- un message d'alarme rouge ou ambre sur le PFD, associé à une image WINDSHEAR sur le ND, ainsi qu'une alarme sonore, ou
- uniquement l'image WINDSHEAR sur le ND en cas d'ADVISORY

Les alarmes vocales du WINDSHEAR prédictif :

- ont priorité sur les TCAS, GPWS, et autres alarmes FWC,
- sont inhibées par les alarmes décrochage.

12 EMPLACEMENT DES ANTENNES

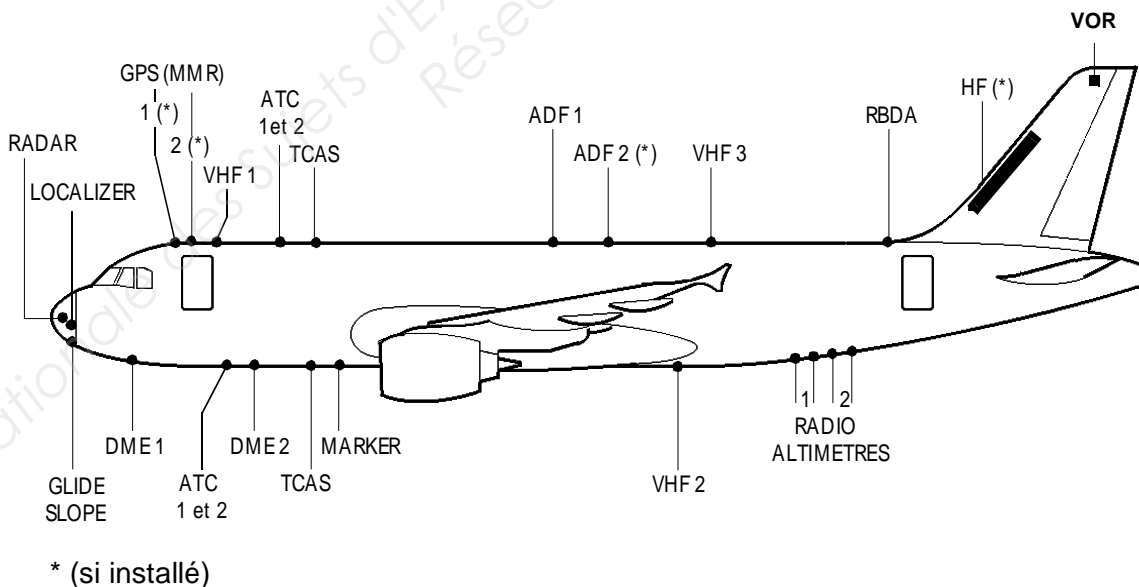


Figure 21: Emplacement des antennes sur l'avion

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 25/35

13 ANNEXES
13.1 Annexe 1

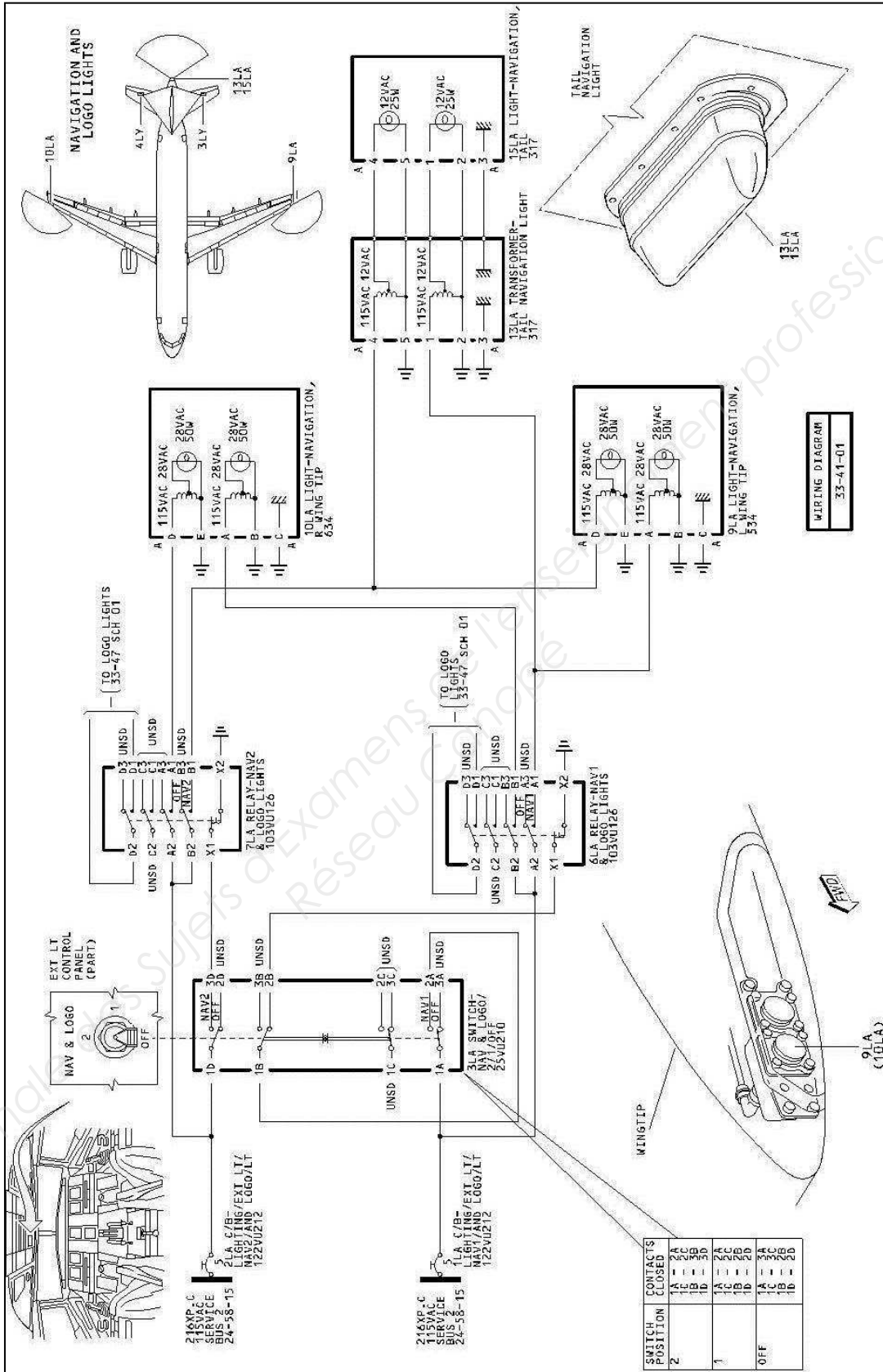


Figure 22 : ASM 33.41.01

13.3 Annexe 3

TSM Task n° 34-21-00-810-801

Incorrect Readout of the Standby Altimeter

1. Possible Causes

- ALTM-STANDBY (3FN)
- LGCIU-1 (5GA1)
- RELAY-L/G POSITION, SYS1 (11GB)
- wiring of the relay (11GB)
- C/B-NAV/STBY/ALTM (16FN)
- wiring from the LGCIU1 (5GA1) to the SYS1 L/G position relay (11GB)

2. Job Set-up Information

A. Referenced Information

REFERENCE	DESIGNATION
AMM 32-31-71-000-001	Removal of the LGCIU (5GA1, 5GA2)
AMM 32-31-71-400-001	Installation of the LGCIU (5GA1, 5GA2)
AMM 34-21-22-000-001	Removal of the Standby Altimeter (3FN)
AMM 34-21-22-400-001	Installation of the Standby Altimeter (3FN)
ASM 32-62/01	
ASM 34-21/01	

3. Fault Confirmation

A. Make sure that this(these) circuit breaker(s) is(are) closed:

PANEL	DESIGNATION	IDENT.	LOCATION
49VU	NAV/STBY/ALTM	16FN	F14

B. Test

(1) Not applicable, the fault is evident.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 28/35

4. Fault Isolation

A. If the movement of the pointer is not correct :

- disconnect connector A of the standby altimeter (3FN)
- connect a voltmeter between pins A and D of the standby altimeter connector and make sure that the voltmeter readout is equal to 0V.

(1) If the voltmeter readout is equal to 0V:

- disconnect then connect connector AB of the LGCIU1 (5GA1) and make sure that the voltmeter readout changes from 0V to 28VDC and then to 0V.

(a) If the voltmeter readout is correct:

- replace the ALTM-STANDBY (3FN) (Ref. AMM TASK 34-21-22-000-001) and (Ref. AMM TASK 34-21-22-400-001).

(b) If the voltmeter readout is not correct:

- replace the RELAY-L/G POSITION, SYS1 (11GB).

1 If the fault continues:

- do a check of the wiring of the relay (11GB) :
 - from pin A/A2 to the circuit breaker (16FN)
 - from pin A/A3 to the standby altimeter (3FN) (Ref. ASM 34-21/01).

a. If there is no continuity:

- repair the above wiring.

b. If there is continuity:

- replace the C/B-NAV/STBY/ALTM (16FN).

(2) If the voltmeter readout is not equal to 0V:

- replace the RELAY-L/G POSITION, SYS1 (11GB).

(a) If the fault continues:

- replace the LGCIU-1 (5GA1) (Ref. AMM TASK 32-31-71-000-001) and (Ref. AMM TASK 32-31-71-400-001).

1 If the fault continues:

- do a check and repair the wiring from the LGCIU1 (5GA1) to the SYS1 L/G position relay (11GB): from pin AB/1B to pin A/X2 (Ref. ASM 32-62/01).

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 29/35

13.4 Annexe 4

AMM TASK 34-21-22-000-001

Removal of the Standby Altimeter (3FN)

1 . Reason for the Job

Self Explanatory

2 . Job Set-up Information

A. Fixtures, Tools, Test and Support Equipment

REFERENCE	QTY	DESIGNATION
No specific	-	blanking caps
No specific	-	blanking plugs
No specific	-	circuit breaker(s) safety clip(s)

B. Referenced Information

REFERENCE	DESIGNATION
34-21-22-991-001	Fig. 401

3 . Job Set-up

Subtask 34-21-22-865-050

A. Open, safety and tag this(these) circuit breaker(s):

PANEL	DESIGNATION	IDENT.	LOCATION
49VU	NAV/STBY/ALTM	16FN	F14
122VU	LIGHTING/INSTL LT/MAIN INST/PNL AND/PED	4LF	Y04

Subtask 34-21-22-010-050

B. Remove the thermoformed cover from the center instrument panel.

4 . Procedure

(Ref. Fig. 401/TASK 34-21-22-991-001)

Subtask 34-21-22-020-050

A. Removal of the Standby Altimeter (3FN)

- (1) Loosen the screws (1). Do not remove them.
- (2) Push the screws (1) to release the standby altimeter (2) from the clamp.
- (3) Disengage the standby altimeter (2) from its housing.
- (4) Disconnect the electrical connector (6).
- (5) Disconnect the quick-disconnect coupling (5).
- (6) Remove the standby altimeter (2).
- (7) Put blanking caps on the disconnected electrical connectors (4) and (6).
- (8) Put blanking plugs on the disconnected line ends (3) and (5).

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 31/35

13.5 Annexe 5

TASK 34-21-22-400-001

Installation of the Standby Altimeter (3FN)

1 . Reason for the Job

Self Explanatory

2 . Job Set-up Information

A. Referenced Information

REFERENCE	DESIGNATION
25-13-41-000-002	Removal of the Sidewall Panels
25-13-41-400-002	Installation of the Sidewall Panels
33-13-00-710-001	Operational Test of the Instrument and Panel Integral Lighting
34-21-22-991-001	Fig. 401
34-21-22-991-002	Fig. 402

3 . Job Set-up

Subtask 34-21-22-865-051

A. Make sure that this(these) circuit breaker(s) is(are) open, safetied and tagged.

PANEL	DESIGNATION	IDENT.	LOCATION
49VU	NAV/STBY/ALTM	16FN	F14
122VU	LIGHTING/INSTL LT/MAIN INST/PNL AND/PED	4LF	Y04

Subtask 34-21-22-010-051

B. Remove the sidewall panel 211LW (Ref. TASK 25-13-41-000-002).

4 . Procedure

(Ref. Fig. 401/TASK 34-21-22-991-001)

Subtask 34-21-22-420-050

A. Installation of the Standby Altimeter (3FN)

- (1) Clean the component interface and/or the adjacent area.
- (2) Do an inspection of the component interface and/or the adjacent area.
- (3) Remove the blanking plugs from the line ends (3) and (5).

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 32/35

- (4) Make a loop of the flexible hose and connect the quick-disconnect coupling (5) to the receptacle (3) of the standby altimeter (2). (Ref. Fig. 402/TASK 34-21-22-991-002)
- (5) Make sure that you can see the blue ring on the quick-disconnect coupling.
- (6) Pull the quick-disconnect coupling to make sure that it is correctly attached.
- (7) Remove the blanking caps from the electrical connectors (4) and (6).
- (8) Connect the electrical connector (6) to the receptacle (4) of the standby altimeter (2).
- (9) Install the standby altimeter (2) in its housing.
- (10) Look behind the standby altimeter and make sure that the position of the flexible hoses (static pressure line) is satisfactory (no crushing, kinks, creases or folds).
- (11) Tighten the screws (1).

Subtask 34-21-22-865-052

B. Remove the safety clip(s) and the tag(s) and close this(these) circuit breaker(s): 16FN, 4LF

Subtask 34-21-22-710-050

C. Do the operational test of the instrument and panel integral lighting (Ref. TASK 33-13-00-710-001).

5 . Close-up

Subtask 34-21-22-410-050

A. Close Access

- (1) Install the thermoformed cover on the center instrument panel.
- (2) Install the sidewall 211LW (Ref. TASK 25-13-41-400-002).
- (3) Make sure that the work area is clean and clear of tool(s) and other items.

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 33/35

13.6 Annexe 6

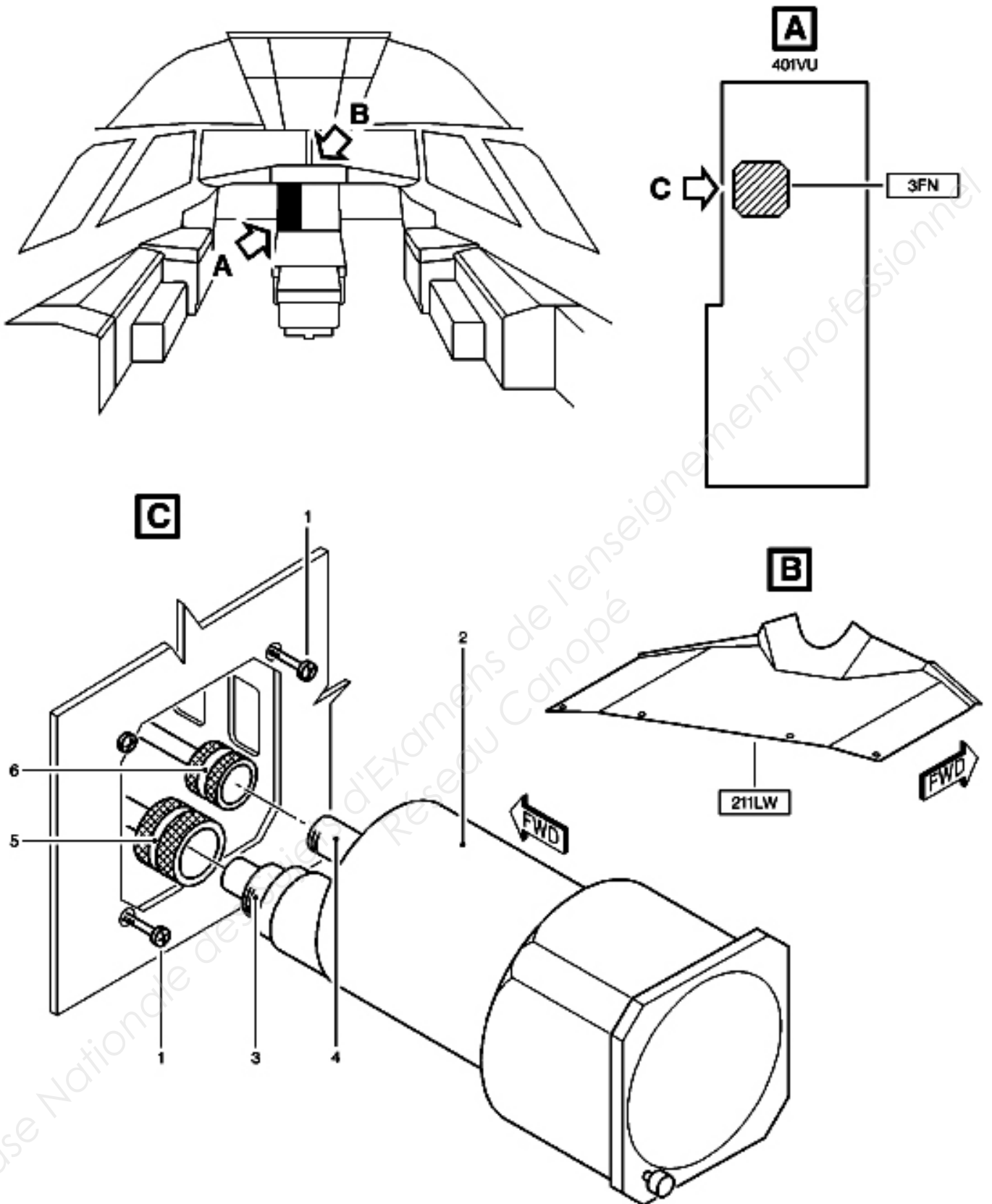


Figure 24 : STBY ALTM 3FN
(Fig. 401)

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 34/35

14 INDEX OU GLOSSAIRE

AC ESS BUS : ALTERNATING CURRENT ESSENTIAL BUS
AC : ALTERNATING CURRENT
ADIRS : AIR DATA/INERTIAL REFERENCE SYSTEM
ADIRU : AIR DATA AND INERTIAL REFERENCE
ADM : AIR DATA MODULE
ADR : AIR DATA REFERENCE
APU : AUXILIARY POWER UNIT
ATC : AIR TRAFFIC CONTROL
ATT : ATTITUDE
BAT : BATTERY (Electrical)
BAT CONT : BATTERY CONTACTOR
BCL : BATTERY CHARGE LIMITER
CDU Command and Display Unit
CFDIU : CENTRALIZED FAULT DISPLAY SYSTEM
CPC : CABIN PRESSURE CONTROLLER
CSD : CONSTANT SPEED DRIVE
CSM/MG : CONSTANT SPEED MOTOR/GENERATOR
DC : DIRECT CURRENT
DC ESS BUS : DIRECT CURRENT ESSENTIAL BUS
DMC: DISPLAY MANAGEMENT COMPUTER
DDRM: DIGITAL DISTANCE AND RADIO MAGNETIC INDICATOR
ECAM : ELECTRONIC CENTRALIZED AIRCRAFT MONITORING
EFIS : ELECTRONIC FLIGHT INSTRUMENT SYSTEM
ELAC : ELEVATOR AILERON COMPUTER
EMER GEN : EMERGENCY GENERATOR
EPC : EXTERNAL POWER CONTACTOR
ESS TR : ESSENTIAL TRANSFORMER RECTIFIER
FADEC : FULL AUTHORITY DIGITAL ENGINE CONTROL
FAC : FLIGHT AUGMENTATION COMPUTER
FCU: FLIGHT CONTROL UNIT

FMGC : FLIGHT MANAGEMENT AND GUIDANCE COMPUTER
FMGS : FLIGHT MANAGEMENT AND GUIDANCE SYSTEM
FPV : FLIGHT PATH VECTOR
FWC : FLIGHT WARNING COMPUTER
GAPCU : GROUND AND AUXILIARY CONTROL UNIT
GCU : GENERATOR CONTROL UNIT
GEN : GENERATOR
GLC : GENERATOR LINE CONTACTOR
GLC EMER : GENERATOR LINE CONTACTOR EMERGENCY
GPCU : GROUND POWER CONTROL UNIT
GPWS : GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM
GPS : GLOBAL POSITIONNING SYSTEM
GS : (GROUND SPEED)
HDG : HEADING
IDG : INTEGRATED DRIVE GENERATOR
ILS : INSTRUMENT LANDING SYSTEM
ISIS : INTEGRATED STANDBY INSTRUMENT SYSTEM
IR: INERTIAL REFERENCE
L/S : LANDING/SYSTEM
MCDU : MULTIPURPOSE CONTROL AND DISPLAY UNIT
NAV : NAVIGATION
NAVAID : NAVIGATION AID
ND : NAVIGATION DISPLAY
NM : NAUTICAL MILE
PFD : PRIMARY FLIGHT DISPLAY
P POS : PRESENT POSITION
LOC : LOCALIZER
SEC : SPOILER ELEVATOR COMPUTER
SFCC : SLAT FLAP CONTROL COMPUTER
RAT : RAM AIR TURBINE
RMI: RADIO MAGNETIC INDICATOR
RMP : RADIO MANAGEMENT PANEL
STS: STATUS
TK/GS TRAKING/GROUND SPEED
TR : TRANSFORMER RECTIFIER
VOR : VHF OMNIDIRECTIONAL RANGE

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE OPTION : MÉCANICIEN, SYSTÈMES AVIONIQUE	Session 2015	DOSSIER TECHNIQUE	
ÉPREUVE E2 : ÉPREUVE DE TECHNOLOGIE SOUS-ÉPREUVE B (U22) – CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AÉRONEF	Durée : 4 h	Coeff. : 3	Page 35/35