

BACCALAUREAT PROFESSIONNEL

AERONAUTIQUE

MECANICIEN SYSTEMES AVIONIQUE

(SESSION 2003)

DOSSIER TECHNIQUE DE L'EPREUVE E2

THEME :

Circuit aérodynamique

Description générale texte

**18 pages
9 planches**

Circuit aérodynamique

Glossaire	2
Abréviations	3
1 Présentation générale	5
1.1 Circuits principaux	5
1.2 Circuit secours	5
1.3 Informations d'incidence	5
2 Localisation des sondes	6
2.1 Sondes de pression	6
2.1.1 Pression statique	6
2.1.2 Pression totale (pitot)	6
2.2 Sondes de température totale	6
2.3 Sondes d'incidence	6
3 Description des sondes	7
3.1 Sonde de température totale	7
3.2 Sonde d'incidence	7
4 Calculateur d'informations aérodynamiques ADC	8
4.1 Localisation	8
4.2 Les entrées ADC (pneumatiques –analogiques et discrètes)	8
4.3 Les sorties ADC	9
4.4 Description de l'ADC	9
4.5 Présentation des informations sur les planches pilotes et auvent	9
4.6 Alimentation électrique	9
5 Information d'altitude	10
5.1 Généralités	10
5.2 Altimètres principaux	10
5.2.1 Principe de fonctionnement	11
6 Information de vitesse verticale	12
6.1 Généralités	12
6.2 Description du variomètre	12
6.3 Principe de fonctionnement	13
7 Informations des ADC présentées sur les écrans	14
7.1 Généralités	14
7.2 Affichage des vitesses sur le PFD	14
7.2.1 Distribution et sélection des informations de vitesse	15
7.3 Affichage de la vitesse vraie	15
7.4 Affichage des températures	15
7.4.1 Température totale	15
7.4.2 Température statique	15
8 Instruments secours	16
8.1 Anémomètre secours	16
8.2 Altimètre secours	16
9 Sondes d'incidence	17
9.1 Distribution de l'information d'incidence	17
9.2 Test des sondes d'incidence Alpha	17

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 1/18

glossaire

Désignation anglaise	Traduction française
Airspeed	Vitesse
alternate	Secours
Case	Boîtier
Data	Donnée
De icing	Dégivrage
Discrete	Discret, signal tout ou rien
Display	Ecran
Damper	Amortisseur
Dowel	Goujon, ergot, cheville
Heater	Chauffage, réchauffeur
Level	Niveau
Manifold	Gaine, tubulure, collecteur
Outside	Extérieur
Probe	Sonde
Plug	Connecteur
Sensor	Capteur
Standby	Attente, secours
Switching	Commutation
Skin	Peau, revêtement
Shaft	Axe, arbre
Stick shaker	Vibreux de manche
Stall warning	Avertisseur de décrochage
Static port	Prise statique
Tank	Réservoir
Vane	Ailette, girouette

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 2/18

abréviations

Acronyme	Désignation anglaise
A/S	Airspeed
ADC	Air data computer
ADI	Attitude director indicator
ADS	Air data system
ADV	Advisory
AOA, Alpha	Angle of attack
AOAS	Angle of attack sensor
ALT	Altitude
ALTM	Altimeter
ALTN	Alternate
BRT	Brightness
BNR	Binaire
CAS	Calibrated airspeed
CTL	Control
CTN	Coefficient de Température Négatif
DADC	Digital Air Data Computer
EFCU	Electronic Flight Control Unit
ECAM	Electronic Centralized aircraft monitoring
EFIS	Electronic Flight Instrumentation System
FAC	Flight Augmentation Computer
FCC	Flight control computer
Ft	Feet
Ft/Mn	feet per minute
FWC	Flight Warning Computer
FWD	Forward
IRS	Inertial Reference system
ISA	International standard atmosphere
IVS	Instantaneous Vertical Speed

Acronyme	Désignation anglaise
Kt	knot
LH	Left Hand
M	Meter, Mach
MMO	Mach max operating
NCD	Non Computed data
ND	Navigation Display
OAT	Oustide air température
PFD	Primary Flight Display
Press	Pressure
RH	Right
SDI	Source destination identifier
SGU	Symbol Generator Unit
SL	Sea level
SPD	Speed
SPD/M	Speed - mach
SSM	Sign status matrix
SSEC	Static source error correction
SAT	Static air température
STAT	Static
STBY	Standby
STD	Standard
T	True
TAS	True air speed
TAT	Total air température

Informations aérodynamiques

1 Présentation générale

planche n° 1

Les informations aérodynamiques sont fournies par trois circuits indépendants :

- 2 circuits principaux
 - circuit CDB (ou CAPT)
 - circuit PILOTE (ou F/O)
- un circuit secours

1.1 Circuits principaux

chacun de ces deux circuits comprend :

- 2 prises de pression statique
- 1 tube pitot de pression totale
- 1 sonde de température totale
- 1 sonde d'incidence

Ces détecteurs fournissent des informations aux deux calculateurs de données aérodynamiques qui transmettent les signaux traités aux indicateurs altimètre , variomètre , PFD, ND, et aux calculateurs FAC, EFCU, TCC, etc.

En cas de panne d'une ADC , l'ADC restant en service prend en charge tous les indicateurs et les calculateurs.

1.2 Circuit secours

Ce circuit comprend :

- 2 prises de pression statique
- 1 tube pitot

Ces prises de pression alimentent directement les deux anémomètres secours et l'altimètre secours.

1.3 Informations d'incidence

Ce circuit comprend trois sondes (AOAS) d'information d'incidence

- La sonde gauche alimente l'ADC 1
- La sonde droite alimente l'ADC 2
- La troisième sonde située à droite transmet directement ses informations aux calculateurs de protection du domaine de vol FAC1 et FAC 2

Ces sondes peuvent être testées à partir du panneau de maintenance.

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 5/18

2 Localisation des sondes

2.1 Sondes de pression

2.1.1 Pression statique

Les orifices des prises de pression statique sont situés de part et d'autre du fuselage, ils sont réchauffés par des résistances électriques alimentées en 28 VDC.

2.1.2 Pression totale (pitot)

Deux tubes pitot sont situés sur la gauche du fuselage, un tube est situé à droite .
Les trois tubes sont réchauffés par des résistances électriques alimentées en 28 VDC , selon deux modes :

- Fort , en vol
- Faible , au sol

2.2 Sondes de température totale

Deux sondes de température totale sont fixées à l'avant de l'appareil sous le fuselage.

2.3 Sondes d'incidence

Trois sondes réalisent la détection d'incidence : 2 sont situées à droite du fuselage, 1 est située à gauche.

3 Description des sondes

3.1 Sonde de température totale

Cette sonde permet de mesurer la température totale
Chaque sonde est connectée à son ADC (Air Data Computer).
Ces sondes sont réchauffées en vol par des résistances électriques alimentées en 115VAC.

L'élément détecteur de la sonde est une résistance de valeur nominale 500 Ω à 0°C.
Cette valeur change en fonction de la température (CTN). Le calculateur ADC détermine à partir de cette information et après corrections , les températures totale et statique ainsi que la vitesse vraie (TAS).

La mesure est d'une grande précision grâce à différents dispositifs qui permettent de supprimer les erreurs dues aux particules en suspension dans l'air ainsi que celles dues au rayonnement et à la conductibilité thermique.

3.2 Sonde d'incidence

Cette sonde ALPHA est de type classique.

La girouette est reliée mécaniquement à un arbre qui commande les systèmes de transmission électrique de l'angle d'attaque.

Les trois capteurs resolvers se déplacent d'un angle d'un degré pour une rotation de l'ailette d'un degré angulaire.°

Le mécanisme est amorti mécaniquement autour de l'axe de rotation , celui ci est aidé par un système lui donnant une réponse dynamique suffisante (filtrage des oscillations parasites).

Le test de cet équipement s'effectue par deux solénoïdes positionnant l'ailette à un angle d'attaque de + 39° à partir de sa position initiale.

L'ailette et le boîtier sont réchauffés par des résistances électriques alimentées en 115VAC.

4 Calculateur d'informations aérodynamiques ADC

4.1 Localisation

Les deux ADC sont installées en soute électronique dans les racks 80VU et 90VU.
L'ADC 1 est située sur l'étagère 96 VU.
L'ADC 2 est située sur l'étagère 86 VU.

4.2 Les entrées ADC (pneumatiques –analogiques et discrètes)

planches n°2 n° 3 n°4

Les pressions statique et totale sont transmises par des canalisations qui aboutissent sur la face avant des ADC.

Les entrées électriques sont :

- La température totale
- L'angle d'incidence
- Une correction barométrique transmise par les altimètres
- Des signaux discrets utilisés pour
 - Test de fonctionnement: permet le lancement du test
 - Aircraft type : permet la sélection du type avion
 - programme unique d'angle d'incidence: permet l'utilisation des deux entrées de la sonde d'incidence
L'entrée 1 est normalement utilisée
Dans le cas où cette entrée n'est pas utilisable l'ADC utilise l'autre entrée.
 - Correction d'incidence fonction de la position des volets
 - SSEC Static Source Error Correction
Cette entrée permet la sélection d'une loi de correction différentielle selon la configuration avion.
Les deux états de cette entrée sont fonction de la position des volets
Position volets inférieure à 22°
Position volets supérieure à 22°
 - Correction barométrique : permet le traitement de deux corrections barométriques venant des instruments CDB et Pilote
 - Configuration sol /vol permet selon la position de l'amortisseur du train d'atterrissage (détendu ou comprimé) de signaler si 'avion est en vol ou au sol.
 - Identification de la source SDI : ces deux entrées permettent selon leur câblage le codage du positionnement de l'ADC coté CDB N° 1 ou coté Pilote N° 2
 - Réchauffage sondes : ALPHA, TAT, PITOT , STATIQUE ;
Ces entrées signalent si les sondes concernées sont réchauffées ou non.

4.3 Les sorties ADC

Les sorties s'effectuent sur 4 bus numériques indépendants, selon la norme ARINC 429.

Le bus n°1 pour l'altimètre et le variomètre de la planche de bord gauche

(ADC 1 vers planche gauche et ADC 2 vers planche droite)

Le bus n°2 pour les 3 SGU du système EFIS, l'altimètre et le variomètre de la planche opposée.

Le bus n°3 pour une partie des calculateurs ainsi que les deux systèmes ECAM

Le bus n°4 pour les calculateurs restants

4.4 Description de l'ADC

L'ADC est un calculateur numérique qui comprend :

- ❑ 2 ensembles capteurs de pression
- ❑ 1 carte électronique d'acquisition des signaux logiques et des signaux en provenance des sondes
- ❑ 1 carte de conversion analogique numérique (14 bits)
- ❑ 1 carte unité centrale avec micro calculateur 16 bits
- ❑ 1 carte d'interface pour l'élaboration des messages codés en ARINC 429
- ❑ 1 bloc d'alimentation

4.5 Présentation des informations sur les planches pilotes et auvent

planche n°5

- ❑ La vitesse IAS est présentée sur la partie gauche de l'écran PFD sous la forme d'un ruban qui défile.
- ❑ La vitesse vraie TAS ainsi que la vitesse sol GS sont affichées sous forme numérique en haut à gauche de l'écran ND
- ❑ La température statique est présentée sur l'écran droit de l'ECAM en page croisière
- ❑ Les indications d'altitude et de vitesse verticale sont données par des indicateurs de type classique situés sur la droite de chaque planche de bord
- ❑ Les anémomètres situés en haut à gauche des planches de bord sont des instruments secours.
- ❑ L'altimètre secours est situé sur le côté gauche de la planche centrale

4.6 Alimentation électrique

Les disjoncteurs sont situés aux panneaux supérieurs 21VU et 22 VU.

5 Information d'altitude

Planche n°6

5.1 Généralités

les ADC fournissent les données d'altitude sous format numérique aux indicateurs suivants :
L'altimètre 1 situé sur le panneau instruments CAPT est normalement commandé par l'ADC 1 au moyen du bus n°1 et , en secours , par l'ADC N°2 au moyen du bus n°2 .
L'altimètre 2 situé sur le panneau instruments F/O est normalement commandé par l'ADC 2 au moyen du bus n°1 et , en secours , par l'ADC N°1 au moyen du bus n°2 .

5.2 Altimètres principaux

L'indication d'altitude s'effectue au moyen d'un tambour et d'une aiguille.

L'aiguille (3) effectue un tour pour 1000 pieds .

Le tambour (2) est gradué en pieds, il affiche la valeur en dizaine de milliers, milliers, centaines et vingtaines de pieds

Un voyant d'alarme ambre (1) situé en haut et à droite de l'indicateur concerne l'alerte altitude.

Un bouton (4) situé en bas et à droite permet l'affichage de la référence barométrique dans la plage de 745 à 1050 hPa.

Cette référence est donnée par deux afficheurs (5) , l'un est gradué en hecto pascal, et l'autre en pouces de mercure . Cette correction est transmise aux ADC au moyen de solvers.

Lorsque le bouton est poussé , la lecture et l'affichage de la correction s'effectuent normalement.

Lorsque le bouton est tiré, un drapeau bleu, marqué STD (5) apparaît sans lecture possible des valeurs, dans ce cas la pression barométrique est considérée à 1013,25 hPa (29,92 In .Hg.).

Un index (7) permet un repérage sur l'altimètre entre 0 et 1000 ft

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 10/18

Un drapeau rouge, marqué « OFF » (2), vient masquer le tambour indicateur d'altitude lorsque :

- ❑ L'indicateur n'est pas alimenté,
- ❑ Un défaut interne est détecté,
- ❑ Un message de défaut est reçu par l'indicateur .

En cas de défaut altitude , un voyant :

- ❑ NAV ADC s'allume au WLDP de l'ECAM
- ❑ NAV ADC CAPT or F/O ALTI FAULT s'affiche sur l'écran gauche de l'ECAM
- ❑ Le gong mono coup retentit

5.2.1 Principe de fonctionnement

Le fonctionnement de l'altimètre est structuré autour d'un microprocesseur effectuant le traitement numérique de l'information envoyée par l'ADC. Cette information est comparée à la position de l'aiguille et du tambour, l'écart détecté provoque l'excitation du moteur qui , en repositionnant l'indicateur effectue ainsi l'affichage de l'altitude fournie par l'ADC.

La correction barométrique n'intervient pas dans l'altimètre, le bouton de commande entraîne les tambours d'affichage et les 2 résolveurs qui commandent l'ADC .

La sélection de la référence barométrique standard s'effectue par un interrupteur commandé par le bouton de correction barométrique.

6 Information de vitesse verticale

Planches n°2 et n° 4

6.1 Généralités

L'information de vitesse verticale est fournie à 2 variomètres (VSI) par les IRS ou les ADC sous format numérique.

Le variomètre 1 situé sur le panneau instruments CDB (CAPT) est

- normalement commandé par le bus n°2 de l'IRS 1,
- par le bus n°1 de l'ADC1 en cas de défaut de l'IRS 1
- par le bus n°2 de l'ADC 2 en secours sans IRS 1 ni ADC 1

Le variomètre 2 situé sur le panneau instruments Pilote (F/O) est

- normalement commandé par le bus n°2 de l'IRS 2,
- par le bus n°1 de l'ADC 2 en cas de défaut de l'IRS 2
- par le bus n°2 de l'ADC 1 en secours sans IRS 2 ni ADC 2

6.2 Description du variomètre

Planche n°6

L'indication de vitesse verticale s'effectue au moyen d'une aiguille (1)..

Un drapeau jaune « IVS » (3) indique une commutation automatique interne entre l'information IRS et l'information ADC

Un drapeau rouge « OFF » (4) apparaît si :

- le variomètre n'est plus alimenté
- un défaut interne est détecté
- aucune information ne lui parvient sur le bus.

6.3 Principe de fonctionnement

En fonctionnement normal le variomètre répète l'information de vitesse verticale fournie par l'IRS C'est une vitesse instantanée

Si une anomalie est détectée, l'indicateur reçoit un message de défaut.

Il commute alors automatiquement sur le bus de l'ADC et le drapeau jaune IVS apparaît. Dans ce cas, l'information de vitesse est du type amortie (variation de pression)

Pendant l'utilisation de l'information ADC, le bus de l'IRS est examiné périodiquement ;si l'anomalie disparaît, le bus IRS est de nouveau utilisé une seconde après et le drapeau IVS disparaît.

Le fonctionnement du variomètre est structuré autour d'un microprocesseur effectuant un traitement numérique des informations reçues, soit de l' IRS , soit de l'ADC .

Les bus utilisés sont régis par la norme ARINC 429.

L'information IRS porte le label 365. L'information ADC porte le label 212.

Ces informations sont codées en binaire naturel (BNR)