

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

**E2 – TECHNOLOGIE (U2)  
CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AERONEF  
Option : MS - AVIONIQUE**

CETTE EPREUVE EST COMPOSEE DE DEUX DOSSIERS ;

**1 – DOSSIER TECHNIQUE**

**2 – DOSSIER QUESTIONS / REPONSES**

0706 – AER A T

SESSION : 2007

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

**E2 – EPREUVE DE TECHNOLOGIE  
CONSTRUCTION ET MAINTENANCE D'UN AERONEF (U2)  
Option : MS - AVIONIQUE**

**DOSSIER TECHNIQUE**

# 1 – GENERALITES ( Figures 01 à 04 ) :

## 1-1 Description ( Figures 01 à 04 ) :

L'avion est équipé de deux moteurs ( **Figure 01** ), ce sont des ensembles propulsifs du type turbo-fan, à stator variable à taux de dilution élevé, à double flux pour vols subsoniques.

Ils développent chacun une poussée maximale au décollage de 25000 livres, soit environ 11100 daN, en conditions standards au niveau de la mer.

Chaque moteur est logé dans une nacelle suspendue à un mât fixé sur l'intrados de la voilure

Le système de REVERSE ( **Figure 02** ), est installé sur le débit du FAN. Il est constitué de quatre portes actionnées hydrauliquement.

Une AGB (Accessory Gear Box) permet l'entraînement des accessoires.

Chaque réacteur est contrôlé par un système numérique à pleine autorité, appelé FADEC ( Full Authority Digital Engine Control ).

Le FADEC ( **Figure 03** ) comprend un calculateur appelé ECU ( Engine Control Unit ), et différents capteurs associés au fonctionnement du réacteur.

Externe au FADEC, un autre calculateur appelé EIU ( Engine Interface Unit ), assure l'interface entre l'ECU et les différents systèmes de l'avion.

Le circuit carburant comporte un régulateur hydromécanique ( **Figure 04** ), appelé le HMU ( Hydro Mechanical Unit ), commandé par l'ECU. Il assure :

- L'alimentation des injecteurs.
- L'adaptation compresseur.
- Contrôle des jeux.

Le moteur est constitué :

- D'un attelage BP, appelé N1, qui comprend, un étage de FAN et 3 étages de compresseur BP entraînés par une turbine à 4 étages.
- D'un attelage HP, appelé N2, constitué d'un compresseur à 9 étages entraîné par une turbine à 1 étage.
- D'une chambre de combustion annulaire, équipée de :
  - 20 injecteurs doubles.
  - 2 allumeurs.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 1/18

L'AGB ( Accessory Gear Box ) entraînée par l'attelage N2 supporte:

- L'IDG ( Integrated Drive Generator ).
- L'alternateur destiné à l'alimentation autonome de l'ECU.
- Une pompe hydraulique.
- Les pompes à l'huile.
- La pompe HP carburant et le HMU.
- Le démarreur à air, qui assure l'entraînement du corps N2 lors de la mise en route.

## **2 – DESCRIPTION DES CIRCUITS MOTEURS ( Figures 05 à 14 ) :**

### **2-1 Circuit carburant ( Figure 05 ) :**

#### **2-1-1 Généralités :**

Le circuit carburant permet de fournir un débit carburant correspondant à la puissance exigée et compatible avec les limites moteur.

Le système est constitué :

- Une pompe carburant à deux étages avec éléments haute pression et basse pression.
- Un régulateur hydromécanique ( HMU ) commandé par le FADEC.
- Un échangeur huile / carburant.
- Un réchauffeur carburant pour les asservissements.
- Un refroidisseur d'huile IDG.
- Un filtre carburant.
- Une vanne de retour carburant.
- Un transmetteur de débit carburant.
- 20 injecteurs carburant à double cône.
- Une vanne de répartition de carburant sur les injecteurs.

#### **2-1-2 Distribution :**

Le carburant fourni par les réservoirs passe à travers une pompe centrifuge puis par les échangeurs huile / carburant, la pompe carburant HP et les filtres.

Le carburant venant de la pompe HP alimente le régulateur hydromécanique HMU ( Hydro Mechanical Unit ) en deux flots :

- Le débit principal alimente directement la FMV ( Fuel Metering Valve ).
- L'autre partie du débit carburant passe dans le réchauffeur carburant pour asservissements.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 2/18

A partir des ordres de l'ECU, les servovalves élaborent les pressions de commande pour assurer :

- Le dosage de carburant aux injecteurs par la FMV.
- L'adaptation compresseur, assurée par des vannes de décharge et des aubages de stator à calage variable.
- Le contrôle des jeux du compresseur HP et des turbines BP et HP par modulation de leur refroidissement.

Une HP FUEL VALVE à solénoïde (robinet HP) située également dans le HMU assure l'alimentation des injecteurs.

Un module de protection de survitesse, entièrement mécanique, entraîné par l'AGB, limite le N2 par action sur la FMV.

#### LPV (Low Pressure Valves) :

Le circuit carburant basse pression alimente la pompe HP de chaque réacteur à travers une LPV situé dans le mât. Elle est commandée normalement par le MASTER SWITCH du tableau ENG. Sur OFF, elle est fermée, sur ON elle s'ouvre.

Elle peut-être commandée en fermeture par une action sur l'ENG FIRE push button correspondant, qui est prioritaire sur le MASTER SWITCH.

#### POMPE HP :

Le carburant issu de la LPV est admis à une pompe HP qui est entraînée par l'AGB. Cette pompe est à 2 étages.

Le premier étage est une pompe de gavage du second étage, ce qui permet un fonctionnement normal en cas de panne des pompes BP.

Entre les 2 étages, le carburant traverse un échangeur huile / carburant destiné à refroidir l'huile du réacteur.

En sortie de cet échangeur, le carburant traverse un filtre équipé d'une détection de colmatage.

Après la pompe HP, le carburant est envoyé au HMU :

- D'une part, à la FMV.
- D'autre part, aux différentes servovalves, à travers un réchauffeur carburant où il est réchauffé par l'huile du réacteur.

#### FMV (Fuel Metering Valve) :

Le paramètre de conduite du réacteur est le N1. Pour obtenir le N1 désiré, le débit carburant aux injecteurs est dosé par la FMV qui reçoit les ordres de l'ECU.

#### HP FUEL VALVE :

Le carburant issu de la FMV est admis aux injecteurs à travers la HP FUEL VALVE. Elle s'ouvre à la mise en route sous l'effet de la pression carburant.

Elle est équipée d'un solénoïde qui, lorsqu'il est alimenté, commande la fermeture de la HP FUEL VALVE.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 3/18

Elle est commandée en fermeture :

- Directement (sans passer par l'ECU) lorsque le MASTER SWITCH est positionné sur OFF.
- Automatiquement par l'ECU en cas d'anomalie lors du démarrage automatique au sol.

Nota : En dehors de cette phase bien précise, l'ECU ne peut commander la fermeture de la HP FUEL VALVE.

#### TRANSMETTEUR FUEL FLOW :

A la sortie du HMU, le carburant dosé traverse le transmetteur FUEL FLOW qui envoie ses informations aux écrans ( ECAM ) par l'intermédiaire de l'ECU.

Le FUEL FLOW est indiqué ( en Kg/h ) sur l'écran E/WD ( Engine / Warning Display )

Le FUEL USED est indiqué ( en Kg ) sur les pages : ENGINE, FUEL et CRUISE de l'écran SD ( System Display ).

Ces indications sont remises à zéro lors de la mise en route suivante.

Le transmetteur FUEL FLOW est situé après la HP FUEL VALVE.

Les valeurs FUEL FLOW (FF) sont indiquées sur l'écran E/WD.

Les indications FUEL USED (F. USED) apparaissent sur les pages ENGINE, FUEL et CRUISE du SD.

## 2-2 Circuit d'huile ( Figure 06 ) :

### 2-2-1 Circuit de pression :

L'huile est contenue dans un réservoir dont la quantité est indiquée en quart d'US gallons sur les pages CRUISE et ENGINE de l'écran SD.

Le réservoir, d'une contenance de 20,7 quarts d'US gallons, est équipé :

- D'un dispositif de remplissage sous pression.
- D'un bouchon de remplissage par gravité.
- D'un dispositif de dégazage.
- D'un bouchon magnétique.
- D'une jauge manuelle.

L'huile est mise en pression par une pompe à engrenage entraînée par l'AGB.

Cette huile assure la lubrification des différents paliers du réacteur et de l'AGB après avoir traversé un filtre.

En sortie du filtre, un transmetteur de pression, un manocontact de baisse de pression et une sonde de température permettent la surveillance du circuit d'huile.

Les indications de pression et de température sont indiquées sur la page ENGINE de l'ECAM SD.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2** : Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 4/18

## **2-2-2 Circuit de récupération :**

Après avoir assuré la lubrification, l'huile est récupérée par 4 pompes.

Elle est renvoyée au réservoir à travers :

- Un filtre de récupération équipé d'une détection de colmatage et d'un by-pass.
- Le réchauffeur de carburant.
- L'échangeur huile / carburant où elle est refroidie.

## **2-3 Circuit de commande ( Figures 07 à 13 ) :**

### **2-3-1 Généralités ( Figures 07 à 10 ) :**

Le système de commande moteur ( **Figure 07** ) est constitué :

- De la commande des manettes de gaz ( Fig 07 Rep C ).
- De la commande de la vanne d'arrêt carburant HP ( Fig 07 Rep A ).
- De la commande de la vanne d'arrêt carburant BP ( Fig 07 Rep A ).

Le moteur est commandé par un régulateur électronique, le FADEC, qui permet d'obtenir les performances moteur lors des fonctionnements en régime stabilisé ainsi que dans les phases transitoires lorsqu'il fonctionne avec les sous-systèmes avion.

Le FADEC est constitué d'une unité de commande électronique ECU (Engine Control Unit) à deux voies indépendantes, Voie A et B. Chaque voie peut assurer, à elle seule, la commande et le contrôle du réacteur.

L'ECU ( **Figure 08** ) reçoit :

- Les paramètres du réacteur.
- La position du THRUST LEVER.
- Les informations des ADIRU 1 et 2.
- Les informations de l'EIU.

L'ECU ( **Figure 08** ) assure :

- La commande du réacteur.
- La protection contre :
  - Les survitesses N1 et N2.
  - L'EGT (Exhaust Gaz Temperature) excessive pendant la mise en route.
- La gestion de la poussée.
- Le démarrage (automatique ou manuel).
- La commande et le contrôle de la séquence reverse.
- La commande de recirculation carburant.
- Le contrôle du refroidissement de l'ECU
- La transmission des paramètres du réacteur aux ECAM ( sauf les températures d'huile et nacelle).
- La sélection du mode ralenti, approche ou minimum.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

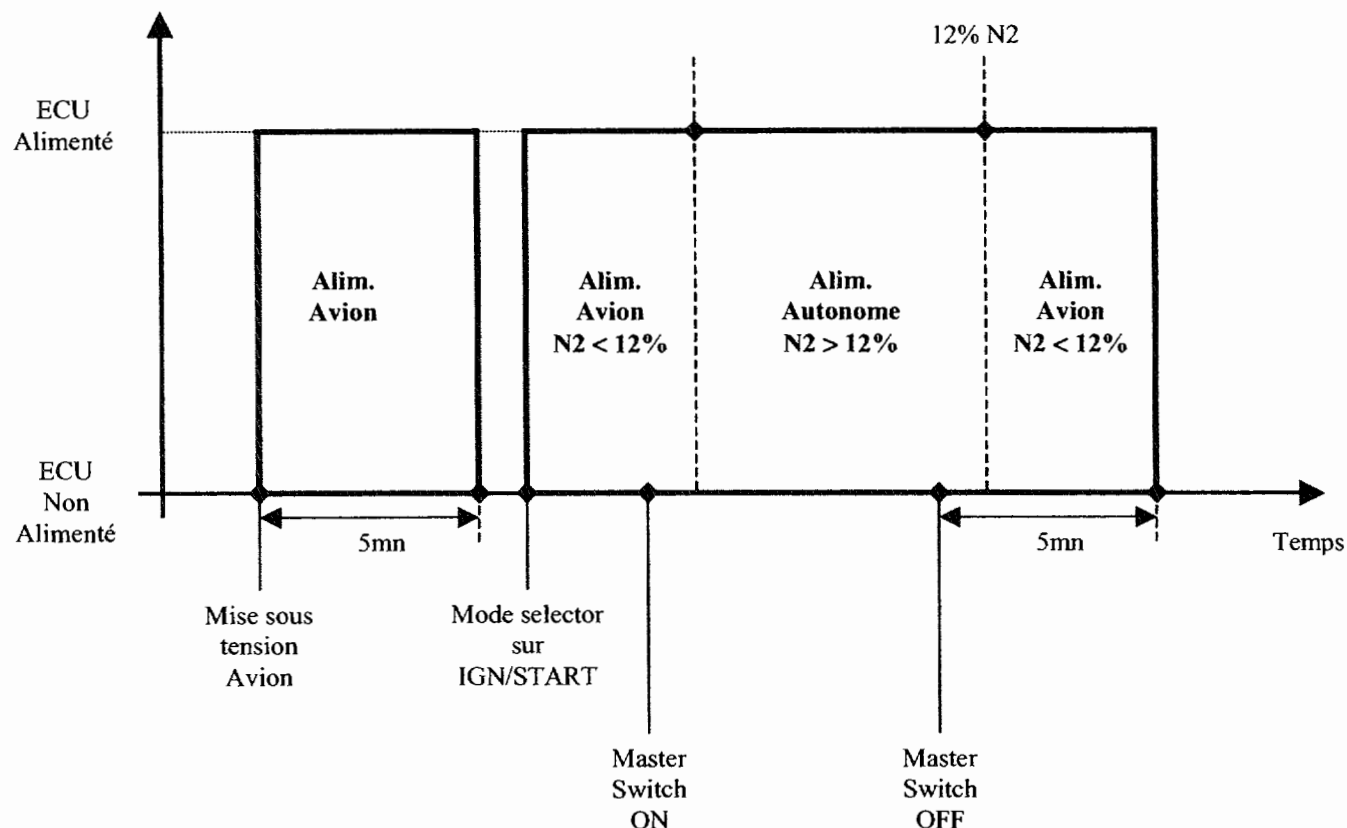
DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 5/18

- La commande de l'adaptation compresseur et du contrôle des jeux.

L'ECU peut être alimenté :

- Soit par les réseaux électriques avion.
- Soit par son propre alternateur, si le régime N2 est supérieur à 12%.

### Logique d'alimentation de l'ECU :



Lorsque l'ECU n'est pas alimenté, les indications ECAM ( écran systèmes ) sont remplacées par des croix ambres.

L'EIU est un calculateur qui assure l'interface entre l'ECU et les systèmes avion ( **Figure 10** ).  
Chaque EIU reçoit des informations :

- Du tableau ENG MAN START du panneau supérieur.
- Du tableau ENG du pylône.
- Du FMGS (Flight Management Guidance System).
- De la position des trains ;
- De l'état des différents prélèvements d'air.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2** : Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 6/18



La chaîne de mesure des vibrations N1 et N2 comprend :

- Deux transmetteurs piézoélectriques par réacteur ( un situé sur le palier n°1, l'autre au niveau du palier n°5).
- Un boîtier de contrôle vibration EVMU (Engine Vibration Monitoring Unit), commun au deux réacteurs, qui reçoit les informations N1 et N2. Les mesures de vibrations sont filtrées en fonction des régimes N1 et N2.

Les indications vibrations N1 et N2 sont indiquées sur les pages ENGINE et CRUISE de l'écran SD.

### **Inverseur de commande ENG / MASTER :**

L'inverseur de commande principal constitue l'interface entre la vanne d'arrêt carburant HP et le boîtier d'interface moteur (EIU).

Il permet de commander directement la fermeture de la vanne d'arrêt carburant par excitation du solénoïde de la vanne.

La position de l'inverseur est envoyée à l'EIU sous forme analogique.

L'EIU transmet l'information à l'ECU sous forme digitale.

Cette information est utilisée par l'ECU pour initialiser les séquences de démarrage moteur automatique et manuelle.

### **Commande de la vanne d'arrêt carburant BP :**

La vanne d'arrêt carburant BP est commandée électriquement par :

- L'inverseur ENG / MASTER situé sur le panneau ENG.
- Ou par le bouton-poussoir ENG FIRE.

### **2-3-2 Commande de la poussée ( Figure 12 et 13 ) :**

Le moteur ayant un taux de dilution élevé, le N1 est représentatif de la poussée dans toutes les phases de vol. Ce réacteur est donc conduit au N1.

La poussée est commandée de 2 façons :

- Soit manuellement par action sur le THRUST LEVER qui par l'intermédiaire de l'ECU, commande le HMU : ce dernier dosant le carburant aux injecteurs.
- Soit automatiquement par le système d'AUTO THRUST intégré au FMGS.

En MANUEL comme en AUTO, les limitations intégrées à l'ECU sont définies en accord avec la position du THRUST LEVER.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 7/18

### THRUST LEVERS ( manettes de gaz ) ( Figure 12 ) :

Les THRUST LEVERS se déplacent le long d'un secteur gradué, comprenant 5 segments définis par 6 crans ou butées correspondant, pour :

- La butée TO/GA ou 45° secteur, au MAXI décollage ou remise de gaz.
- Le cran FLX/MCT ou 35° du secteur, à la poussée adaptée ou au maxi continu.
- Le cran CL ou 25° du secteur, à la montée.
- La butée 0 ou 0° du secteur au ralenti.
- Le cran REV au ralenti reverse.
- La butée FULL au maxi reverse.

Nota : Il est nécessaire de tirer le basculeur reverse vers l'arrière pour amener le THRUST LEVER jusqu'à la butée FULL.

Les THRUST LEVERS ne peuvent être déplacés que manuellement. Leur position est représentée par un cercle blanc sur les indicateurs N1 de l'ECAM E/WD.

La plage de l'AUTO THRUST est délimitée entre la butée 0 et le cran FLX/MCT (la butée 0 est exclue de la plage AUTO THRUST et celui-ci est désengagé). Un poussoir de déconnexion instinctive, situé sur le côté extérieur du pommeau, permet le désengagement de la fonction AUTO THRUST.

### TRANSMISSION DES ORDRES ( Figure 13 ) :

Chaque THRUST LEVER est relié à un dispositif de durcissement et à un boîtier de capteurs.

Chaque boîtier de capteurs comprend :

- Trois potentiomètres qui envoient leurs informations à l'AUTO THRUST.
- Deux synchrones qui transmettent la position aux voies A et B de l'ECU pour la commande manuelle de la poussée.

### N1 MAX :

En fonction des conditions du jour données par les ADIRU 1 et 2 et des prélèvements d'air, l'ECU calcule :

- Un N1 MAX TO/GA.
- Un N1 MAX correspondant à la position des THRUST LEVERS.

Si le THRUST LEVERS est entre deux crans, N1 MAX calculé est celui du cran supérieur.  
Si les THRUST LEVERS sont décalés, le N1 MAX indiqué est celui du THRUST LEVERS le plus avancé.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 8/18

Le cran et le N1 MAX sont affichés sur l'écran E/WD ainsi que le N1 MAX TO/GA qui est représenté par un index ambre.

Réacteurs arrêtés, le N1 MAX affiché est celui du cran CL.

Au sol, dès qu'un réacteur est en fonctionnement, le N1 MAX affiché est celui du cran TO/GA quelle que soit la position du THRUST LEVER, sauf si une température fictive est introduite au MCDU. Dans ce cas, c'est le N1 MAX correspondant au cran FLX/MCT qui apparaît suivi de la température fictive, quelle que soit la position du THRUST LEVER entre 0 et FLX/MCT.

## **2-4 Circuit de démarrage ( Figures 14 et 15 ) :**

### **2-4-1 Généralités :**

Le démarrage du réacteur est effectué à l'aide d'un démarreur pneumatique qui entraîne l'attelage N2 par l'intermédiaire de l'AGB. L'air du circuit pneumatique alimentant le démarreur est admis par une vanne électropneumatique appelée START VALVE.

Lors d'une séquence de démarrage, les indications de température nacelle sur la page ENGINE sont remplacées par des informations relatives à la mise en route.

La position de la START VALVE est représentée par un symbole vert :

- En ligne si la vanne est ouverte.
- En travers si la vanne est fermée.

Sous ce symbole, la pression d'air de démarrage est indiquée :

- En vert, si la pression est normale ( $P > 21\text{PSI}$ ).
- Ambre, si la pression est faible ( $P < 21\text{PSI}$  et  $N2 > 10\%$ ) ou en cas de surpression ( $P > 57\text{PSI}$ ).

### **2-4-2 Allumage ( Figure 14 ) :**

Pour chaque réacteur, l'allumage est fourni par 2 circuits identiques et indépendants appelés A et B. Chaque circuit comprend un boîtier et un allumeur.

Le système d'allumage est utilisé :

- Pour le démarrage.
- En allumage continu.

L'ECU recevant les informations des commandes du panneau ENG via l'EIU, effectue un contrôle permanent du système d'allumage.

Dans une séquence normale de démarrage (automatique), un seul allumeur est utilisé. Celui-ci est signalé sur l'écran SD par la lettre correspondante. L'ECU alterne à chaque mise en route l'allumeur en fonctionnement.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 9/18

En cas de défaut pendant le démarrage, l'ECU commande la mise en œuvre des deux allumeurs. Cette configuration est signalée sur le SD par l'apparition des lettres AB.

En dehors des séquences de démarrage, la mise en œuvre des deux allumeurs peut-être commandée soit manuellement, soit automatiquement. Ce fonctionnement est appelé : allumage continu. Il est signalé sur l'E/WD par le message IGNITION.

Le MODE SELECTOR étant sur NORM, l'allumage continu fonctionne automatiquement dans les cas suivants :

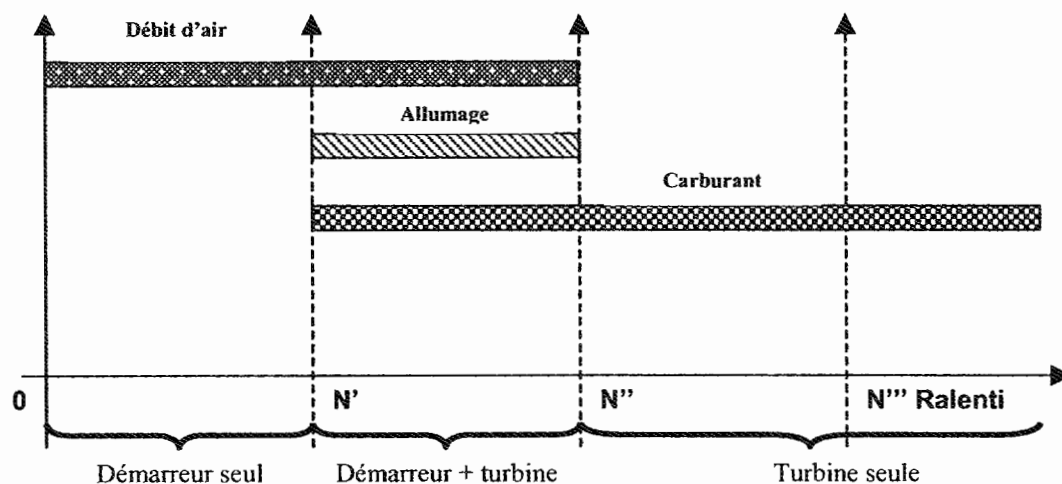
- Extinction réacteur.
- Panne de l'EIU.
- Utilisation de l'ENGINE ANTI ICE.

L'allumage continu est commandé manuellement en plaçant le MODE SELECTOR sur IGN/START. Il est utilisé dans les cas suivants :

- Démarrage en vol.
- Décollage sur piste mouillée.
- Fortes pluies.
- Fortes turbulences.
- Vol en monomoteur.

### 2-4-3 Démarrages au sol :

Le démarrage s'effectue en 3 phases :



BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 10/18

Valeur de N	% du N2	Détail sur le régime moteur
0 – N'	-	Entraînement de l'attelage turbine / compresseur afin d'établir le débit d'air nécessaire pour la combustion du carburant.
N'	15%	C'est à ce régime ( débit d'air suffisant ) que le robinet HP carburant doit être ouvert ( manette de démarrage sur marche ). On obtient l'alimentation simultanée des boîtes HE et des injecteurs en carburant.
N''	50%	Régime d'autonomie. C'est à ce régime que l'alimentation du démarreur doit être interrompue, l'allumage est également coupé, puis sous l'action de la puissance motrice de la turbine, l'attelage va atteindre son régime de ralenti N'''.
N'''	65%	Régime de ralenti. Le ralenti doit être aussi bas que possible, parce qu'il lui est associée une poussée résiduelle qui est gênante pour le roulage par exemple. Toutefois, il doit être suffisamment élevé pour que le ralenti soit bien stable ( compresseur calculé pour la croisière avec risque de pompage aux bas régimes ).

#### **2-4-4 Démarrage en automatique :**

Voir ( Figure 15 )

#### **2-4-5 Démarrage en vol :**

Le démarrage en vol peut-être effectué comme au sol par une séquence automatique ou manuelle.

En séquence automatique, l'ECU vérifie la valeur du N2 en moulinet. Si celui-ci est insuffisant la mise en route est effectuée à l'aide du démarreur.

En séquence manuelle (séquence non recommandée) l'ECU commande toujours le démarreur.

#### **2-4-6 Ventilation :**

En cas de faux démarrage, une ventilation sèche peut-être nécessaire pour évacuer les vapeurs de carburant. Cette ventilation s'effectue de deux manières :

- Soit automatiquement en séquence automatique de démarrage avec apparition sur l'E/WD du message AUTO CRANK IN PROGRESS ( démarrage automatique en progression ). Il est possible d'interrompre cette ventilation avant la fin de son cycle en plaçant le MASTER switch sur OFF.
- Soit en la commandant manuellement avec : le MASTER switch sur OFF, le MODE SELECTOR sur CRANK et en pressant le MAN START pushbutton

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

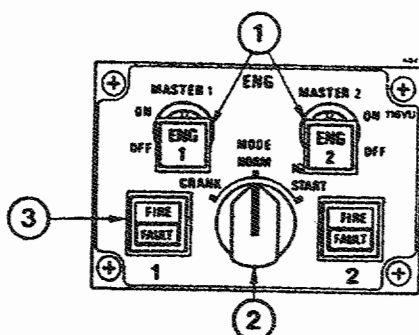
DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 11/18

## 2-4-7 Commandes :

### 2-4-7-1 Tableau ENG :



#### REP1 : MASTER SWITCH 1 (2)

- **ON :** Ouverture de la FUEL LP VALVE à condition que l'ENGINE FIRE 1 (2) pushbutton ne soit pas actionné.  
Ouverture de la HP FUEL VALVE si :
  - Le mode selector est sur IGN/START ou le MAN START 1 (2) pushbutton sur ON
  - Le  $N_2 \geq 20\%$ .
- **OFF :** Fermeture de la FUEL LP VALVE et de la HP FUEL VALVE.

#### REP2 : MODE SELECTOR

- **CRANK :** La START VALVE 1 (2) s'ouvre si le MAN START 1 (2) pushbutton est sur ON.
- **NORM :** L'allumage continu (A+B) se met automatiquement en fonctionnement en cas de :
  - Utilisation de l'ENGINE ANTI ICE
  - Extinction réacteur.
  - Panne de l'EIU
- **IGN/START:** Commande le fonctionnement de l'allumage :
  - Continu, si le  $N_2 \geq$  ralenti.
  - Pendant le démarrage si :
    - Le  $N_2$  est  $\geq 16\%$  en démarrage automatique ou,
    - Le MAN START pushbutton est sur ON en démarrage manuel.

#### REP3 : VOYANTS FIRE and FAULT

- **FIRE :** Allumé en cas de feu réacteur ( alarme de niveau 3 )
- **FAULT :** Allumé en cas de : ( avertissement de niveau 2 )
  - Panne au démarrage
  - Désaccord entre la position de la HP FUEL VALVE et de sa commande.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

Epreuve E2 : Technologie :

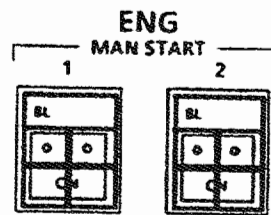
Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 12/18

## 2-4-7-2 Tableau ENG MAN START :



### ENG MAN START Pushbutton

- **ON :** La START VALVE s'ouvre si :
  - MODE selector sur CRANK ou IGN/START
  - Et le N2 < 20% au sol.
- **OFF:** Commande de fermeture de la START VALVE pendant une ventilation ( pendant un démarrage manuel la START VALVE est fermée par l'ECU ).

## 2-5 Reverse :

Chaque réacteur possède un système de reverse, indépendant, installé sur le débit du FAN. L'inversion de la poussée est obtenue par quatre portes qui, en s'ouvrant, dévient le flux d'air vers l'avant.

Chaque porte est actionnée hydrauliquement par un vérin. Elle est maintenue fermée par un verrou qui se verrouille mécaniquement et se déverrouille hydrauliquement.

Deux microcontacts transmettent à l'ECU la position ouverte ou fermée de la porte. Le mouvement des portes n'est pas synchronisé mais le temps de manœuvre est inférieur à 2s.

La distribution hydraulique vers les verrous et les vérins est assurée par le HCU (Hydraulic Control Unit).

Il comprend :

- Une vanne d'isolement.
- Un capteur de pression.
- Une vanne directionnelle.

Le HCU est commandé par l'ECU qui reçoit les ordres du THRUST LEVER et l'information trains principaux comprimés via l'EIU.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

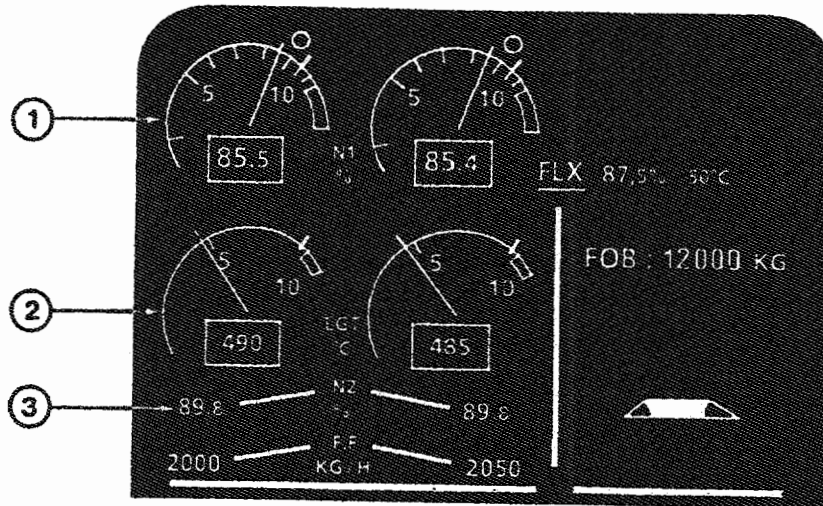
DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

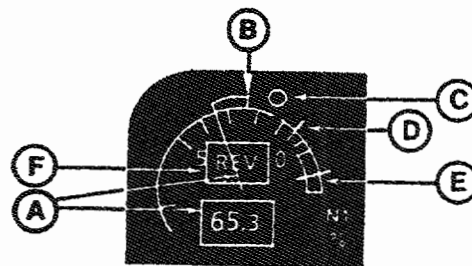
DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 13/18

## 2-6 Contrôles :

### 2-6-1 ECAM ( Ecrans ) E/WD :



### REP1 : Indications N1



#### • Rep A : Indication N1

- L'aiguille et la valeur numérique sont normalement de couleur verte.
- L'aiguille clignote ambre si le N1 réel est supérieur au N1 MAX calculé.
- L'aiguille et la valeur numérique clignote rouge si le N1 réel atteint 102% ( avertissement de niveau 2 ).
- En cas de panne des capteurs N1, le dernier chiffre est barré ambre.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

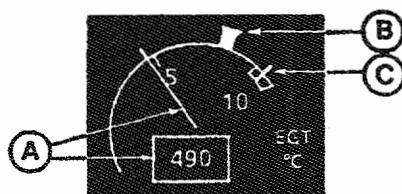
COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 14/18



- **Rep B :** N1 demandé
  - L'index bleu indique le N1 demandé par le FMGC lorsque l'AUTO THRUST est actif.
  - L'arc bleu indique l'écart entre le N1 réel et le N1 demandé par l'AUTO THRUST.
- **Rep C :** N1 THRUST LEVER
  - Le cercle blanc indique le N1 correspondant à la position du THRUST LEVER.
- **Rep D :** N1 MAX TO/GA
  - L'index ambre se positionne à la valeur du N1 MAX TO/GA.
- **Rep E :** N1 supérieur à 102% ( plaque rouge )
  - L'index rouge apparaît et reste à la valeur atteinte lorsque le N1 est supérieur à 102%.
  - Cet index disparaît après une intervention de la maintenance ou après un nouveau décollage.
- **Rep F :** REV
  - Apparaît lorsqu'une porte reverse n'est pas fermée ou est déverrouillée.
  - Clignote pendant 9 secondes puis reste allumé fixe si, en vol, une porte reverse n'est pas fermée ou est déverrouillée.
  - Indique que les portes sont pleines ouvertes.

**REP2 :** Indications EGT



- **Rep A :** Température EGT
  - L'aiguille et la valeur numérique sont normalement de couleur verte.
  - L'aiguille clignote ambre si l'EGT est  $\geq$  à 855°C ou l'EGT est  $\geq$  à 725°C durant une séquence de démarrage.
  - L'aiguille et la valeur numérique clignote rouge si l'EGT atteint ou dépasse 890°C ( avertissement de niveau 2 ).

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 15/18

- **Rep B :** **Indication EGT MAXI mise en route et MAXI continu**  
L'index est positionné à :
  - 725°C pendant la séquence de démarrage.
  - 855°C en dehors de la séquence de mise en route.
- **Rep C :** **EGT MAX décollage ou remise de gaz ( plage rouge )**  
L'index rouge apparaît et reste à sa valeur si l'EGT atteinte est supérieur à 890°C.

### REP3 : Indications N2



- Les indications N2 sont normalement vertes.
- Lors du démarrage elles sont vertes sur fond gris.



- La valeur numérique devient rouge et une croix rouge apparaît près de l'indication si le N2 devient supérieur à 105% ( avertissement de niveau 2 ).



- Le dernier chiffre est rayé ambre lorsque les deux capteurs N2 sont en panne.

## 2-7 Circuit de protection incendie :

### 2-7-1 Généralités :

Le système de protection contre l'incendie permet de détecter, localiser ou neutraliser rapidement le début d'un incendie ou la présence de fumées.

Il constitue un moyen de pallier les dommages éventuels causés par le feu sur l'avion ; et il s'agit là d'une protection active contre l'incendie.

La protection passive contre l'incendie est réalisée quant à elle dans le soin apporté à la conception et cela au niveau de chacun des compartiments de l'avion.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 16/18

### **2-7-2 Description du système :**

Le système de protection contre l'incendie est divisé en deux sous-systèmes principaux qui sont les suivants :

- Détection.
- Extinction incendie.

Le système de protection active contre l'incendie a diverses fonctions qui sont les suivantes :

- Détecter et éteindre tout feu se déclarant dans chacune des nacelles moteur et dans le compartiment APU
- Protéger les mâts moteur contre toute flamme torche en provenance de la chambre de combustion.
- Détecter toute fuite sur les conduites d'air chaud.

### **2-8 Circuit de protection contre le givre ( Figure 16 ) :**

#### **2-8-1 Généralités :**

Le système de protection contre le givre et la pluie permet à l'avion de voler sans restrictions en cas de givre et de forte pluie.

La protection contre le givre est assurée par chauffage électrique ou à air chaud des zones critiques de l'avion.

Les moteurs fournissent l'air de prélèvement pour le réchauffage à l'air chaud.

#### **2-8-2 Descriptions :**

La protection contre le givre des entrées d'air moteurs est assurée par de l'air chaud prélevé de l'étage intermédiaire du compresseur HP des moteurs qui réchauffe.

Le système de protection antigivre de chaque moteur est indépendant du circuit pneumatique de l'avion.

L'alimentation en air de prélèvement moteur est commandé par une électrovanne à papillon tout ou rien anti-givrage.

S'il y a une défaillance de l'alimentation électrique du système lorsque les moteurs tournent la vanne anti-givrage s'ouvre.

L'alimentation électrique et pneumatique est nécessaire pour fermer la vanne.

En aval de chaque vanne anti-givrage se trouve un étranglement qui règle le débit d'air prélevé du moteur.

Cet étranglement limite aussi le débit d'air en cas de rupture d'une gaine de distribution.

Si une panne de la vanne anti-givrage est détectée au sol avant le décollage, le papillon de la vanne peut-être verrouillé manuellement soit en position ouverte, soit en position fermée, pour permettre à l'avion de voler.

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 17/18

### 3 – GLOSSAIRE

	<u>Anglais</u>	<u>Français</u>
<b><u>ADIRU :</u></b>	Air Data Inertial Reference Unit	Centrale anémométrique et inertielle
<b><u>AGB :</u></b>	Accessory Gear Box	Boîtier d'accessoires
<b><u>APU :</u></b>	Auxiliary Power Unit	Unité de puissance auxiliaire
<b><u>BP :</u></b>	Low Pressure	Basse pression
<b><u>ECAM :</u></b>	Electronic Centralised Aircraft Monitoring	Ecran systèmes
<b><u>ECU :</u></b>	Engine Control Unit	Ensemble de contrôle moteur
<b><u>EGT :</u></b>	Exhaust Gas Temperature	Température des gaz d'éjection
<b><u>EIU :</u></b>	Engine Interface Unit	Ensemble d'interface moteur
<b><u>EVMU :</u></b>	Engine Vibration Monitoring Unit	Ensemble de surveillance des vibrations moteur
<b><u>E/WD :</u></b>	Engine Warning Display	Ecran d'affichage des paramètres moteurs Et des alarmes
<b><u>FADEC :</u></b>	Full Authority Digital Engine Control	Contrôle digital des moteurs pleine autorité
<b><u>FMGC :</u></b>	Flight Management Guidance Computer	Calculateur de guidage et de gestion du vol
<b><u>FMGS :</u></b>	Flight Management Guidance System	Système de guidage et de gestion du vol
<b><u>FMV :</u></b>	Fuel Metering Valve	Valve calibrée carburant
<b><u>FWC :</u></b>	Flight Warning Computer	Centrale d'affichage d'alarmes
<b><u>HCU :</u></b>	Hydraulic Control Unit	Ensemble de contrôle hydraulique
<b><u>HE :</u></b>	Hight Energy	Energie élevée
<b><u>HMU :</u></b>	Hydro Mechanical Unit	Ensemble hydro-mécanique
<b><u>HP :</u></b>	High Pressure	Haute pression
<b><u>IDG :</u></b>	Integrated Drive Generator	Générateur d'entraînement intégré
<b><u>MCDU :</u></b>	Multipurpose Control Display Unit	Interface équipage calculateur
<b><u>SD :</u></b>	System Display	Ecran d'affichage des systèmes avion
<b><u>THRUST LEVER :</u></b>		Manettes de gaz

BAC. PROFES. « AERONAUTIQUE » option avionique

**Epreuve E2 :** Technologie :

Construction et maintenance d'un aéronef.

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE Page 18/18