

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOQRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de le Recherche Scientifique
Université de SAAD DAHLAB de BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département Aéronautique



047106
Ex 1

Mémoire de fin d'étude pour l'obtention
du diplôme DEUA en Aéronautique

Option : Avionique

Thème :

ETUDE DESCRIPTIVE DE L'APU GTCP 131-9B
EQUIPANT L'AVION BOEING 737-800NG,
MAINTENANCE ET PROTECTION CONTRE LES
INCENDIES.

Encadré par :
M^r. ABDALLAH.

Présenté par :
BOUGUEDJANI Amel.
MESSAOUDI Sofiane.

Promotion: 2005/2006

A decorative border of black roses and leaves surrounds the text. The roses are arranged in a repeating pattern along the top, bottom, and sides of the page.

Remerciements

*Ils vont, tout d'abord, à Allah qui a insufflé en nous
la vie et nous a comblées de ses bienfaits.*

*Ils vont aussi à chers parents qui furent un exemple
d'agrégation et de sacrifice pour que ce travail puisse voir le
jour.*

Ils vont à notre promoteur M. ABD ALLAH

*Ils vont à tous les professeurs que nous avons connus
durant notre cursus universitaire.*

*Ils vont enfin à ceux et toutes celles qui, de près ou de
loin,*

Dédicace

Malgré la modeste de ce travail mais
L'habitude dit ça, alors :

À toi ma mère je dédie se travail,
et je souhaite que j'ai avéré au mois une
Petite partie de votre aspiration.

À toi mon chère père malgré tous.

Mes frères et mes sœurs, merci.

Mon amis Abdelmoumene mes salut
et mes fidèles expressions de remerciement.

Mes collègues je vous dédie tous se
travail comme j'ai dit malgré son modeste

À vous Amel et à votre famille.

Sofiane.



Dédicace

Je dédie ce modeste travail particulièrement :

A mes très chères parents et que le dieu les protègent.

*A mes très chères frères et sœurs : Soufiane , Ouissam, Khir Eldin , Lamia, Karim,
Sid Ali, Nassrine, Bouzid, Fairoz.*

*A toute ma famille sortant tata Nissa et ses enfants : Siham, Sara, Ousamma,
Saad.*

A mes chères amies de Boumerdes « Ouled Moussa ».

*A mes très chères amies de la cite Soumaa(5) : Dalila, Yakouta, Faiza
, Nadjet, Fatima(42), , Nadia, Nafisa, Om Elkhir, Fatima(44), Noura
, Naimma , lamia.*

A mon binôme soufiane et sa famille.

*Enfin je dédie a mes collègues de la promotion : Keltoum, Khadidja, Bahia,
Fella, Liela, Faiza, Sherine, Nouel, Imane, Bilal, Hassen, Eliyes, Walid,
Ahmed, Lamine, Adel, samir ,, khaled et Naamen.*

Les Abbreviations:

APU :Auxiliary Power Unit
ACS :Air Conditioning System
BAT :Battery
BAV : Bleed Air Valve
BPCU :Bus Power Control Unit
CDU : Control Display Unit
DP :Differential Pressure
DMM :Data Memory Module
DEU :Display Electronic Unit
ECU : Electronic Control Unit
EGT : Exhaust Gas Temperature
FCU :Fuel Control Unit
AGCU :APU Generator Control Unit
HOT : High Oil Temperature
IGV :Inlet Guide Vane
KVA : Kilovolt-Ampere
LOP :Low Oil Pressure
LVDT : Linear Variable Differential Transformer
P2 : Inlet pressure
PSI : Pounds Per Square Inch
PSIA : Pounds Per Square Inch Absolute
PSID: Pounds Per Square Inch Differential
PT : Pressure Total
PWR :Power
RPM : Revolutions Per Minute
RTL :Ready To Load
RVDT : Rotary Variable Differential Transformer
SCU :Starter Converter Unit
SPU : Start Power Unit
T2 : Inlet temperature
T/M :Torque Motor

ملخص

نتطرق في بحثنا هذا إلى دراسة وحدة الطاقة المساعـدة 131-9ب الملحقة بالطائرة بوينغ 737-800 وذلك من خلال دراسة مختلف دوائره و اكسسواراته و وظيفته في الطائرة، ثم نختم الدراسة بشرح طرق صيانتـه و حمايته من الحرائق.

Résumé

Dans ce mémoire on fait une étude descriptive de l'unité auxiliaire de puissance APU GTCP 131-9B équipant l'avion Boeing 737-800NG par l'étude de ses divers circuits et ses accessoires et leur rôle dans l'avion, on termine ce étude par une explication de ses méthodes de maintenance et protection contre les incendies.

Summary

In this memory we have study the auxiliary power unit APU GTCP 131-9B which equipped Boeing 737-800NG from studies about his different circuits and accessories and his job in the aircraft, and we finish the study with an explanation of the methods of his maintenance and fire protection.

Sommaire :

Introduction générale

Chapitre I :basse d'électricité d'avion (réseau courant continue et réseau courant alternatif)

Introduction.....	1
I.1.réseaux électrique de bord.....	1
I.1.1.resaux à courant continu	2
I.1.1.1.generalités	2
I.1.1.2.caractéristiques du réseau continu.....	3
I.1.2.réseaux à courant alternatif	4
I.1.2.1.generalites.....	4
I.1.2.2.caractristiques des réseaux alternatifs.....	5
a. réseaux à fréquence constante.....	6
b. réseaux à fréquence variable.....	7
Raisons du choix de la fréquence 400Hz	7
I.2.reseaux électriques primaires.....	8
I.3.reseaux électriques secondaires	9
I.4.normes définissant les réseaux électriques.....	9
I.4.1.sources électriques	10
I.4.2.cas de fonctionnement du réseau.....	10
1)fonctionnement normal de réseau	10
2)fonctionnement anormal du réseau.....	10
3)fonctionnement de secours du réseau.....	10
4)régime stabilisé.....	11
5)transitoires.....	11
I.5.Evolution des réseau électrique	11
I.6.Bilan électrique.....	12

Chapitre II :généralité sur l'APU et les différents circuits de l'APU

II.1.Généralité sur l'avion BOEING 737-800.....	14
II.1.1.Caractéristiques de l'avion B 737-800	14
II.2.Généralité sur l'APU.....	14
II.2.1.Définition.....	14
II.2.2.Caractéristique	16

II.2.3. Installation	18
II.2.4. Section de puissance	18
II.2.4.1. Compresseur de prélèvement de charge	20
II.2.4.2. La chambre de combustion	20
II.2.4.3. La turbine	20
II.2.5. Boite d'entraînement d'accessoires	20
II.2.6. système d'entrée d'air.....	21
II.2.6.1. les différents composants	21
II.2.6.2. fonctionnement	21
II.2.7. Système de drainage	23
II.2.7.1. Les différents composants	23
II.2.7.2. Fonctionnement	23
II.2.8. Système d'échappement	23
II.2.9. Commandes et indication	27
II.3. Les différents circuit de l'APU 131-9B.....	30
II.3.1. Circuit de démarrage et allumage	30
II.3.1.1. Les différents composant	30
II.3.1.2. Fonctionnement	32
II.3.2. circuit de graissage.....	35
II.3.2.1. Les différents composants	35
II.3.2.2. Fonctionnement	38
II.3.3. Circuit carburant	38
II.3.3.1. Les différents composants	38
II.3.3.2. Fonctionnement	39
II.3.4. Circuit d'air	40
II.3.4.1. Les différents composants	40
II.3.4.2. Fonctionnement	44
II.4. L'unité de contrôle électronique (ECU)	46
II.4.1. Alimentation de l'unité de contrôle électronique	46
II.5. Systeme d'indication	56
II.5.1. Les différents composants.....	56

Chapitre III : Servitudes alimentées par l'APU 131-9B :

III.1 Servitudes électrique.....	60
III.1.1. Généralités.....	60
III.1.2. Organisation de réseau de distribution.....	61
III.1.2.1. Distrubition alternative (115V/400HZ).....	61
III.1.2.2 Distrubition continue (28V).....	63
III.1.3. Propriété d'alimentation des circuits de distribution.....	63
III.1.3.1. command et contrôle.....	64
III.1.4. Génération électrique alternative.....	66
III.1.4.1. Commandes d'alimentation des réseaux sol et sol/vol.....	66
III.1.4.2. Servitudes alimentées par les barres sol et sol /vol.....	66
III.1.4.3. Entraînement des alternateurs.....	67
III.1.5. Alimentation des réseaux alternatifs.....	67
III.1.5.1. Circuit de transport d'alimentation de réseau normale.....	67
III.1.5.2. proprite d'alimentation d'un réseau.....	67
III.2. Servitude pneumatique	67
III.2.1. Généralité.....	67
III.2.2. Différents types de démarreurs	70
III.2.3. Circuit de démarrage.....	70
III.2.4. Séquence de démarrage	72
III.2.5. Conditionnement d'air	73
III.2.5.1. Les différents composants	73
III.2.5.2. Fonctionnement.....	76

Chapitre VI :maintenance et le protection contre les incendies de l'APU 131-9B

IV.1. Maintenance.....	78
IV.1.1. Entretien en ligne.....	78
IV.1.1.1. Module de mémoire.....	78
IV.1.2. Entretien en atelier.....	80
IV.1.3. Exemple d'entretien d'APU.....	81
Les étapes d'isolement de panne.....	81
IV.2. Protection contre l'incendies.....	97
IV.2.1. Détection d'incendie Au niveau d'APU.....	98
IV.2.2. Description de la systèmes de détection d'incendie APU.....	98

IV.2.3.Détecteurs d'incendie de l'APU.....	99
IV.2.3.1.Le différents constituants d'un détecteur d'APU.....	99
IV.2.3.2.L'emplacement des détecteurs d'incendie APU.....	99
IV.2.3.3.caractéristiques de détecteur.....	99
IV.2.4.Les tests opérationnels de la système de détection d'incendie.....	100
IV.2.4.1.Test de défaut FAULT / INOP.....	100
IV.2.4.1.1.Les indication de la test FAULT/INOP.....	100
IV.2.4.2.Test De Surchauffe/Incendie OVHT/FIRE.....	100
IV.2.4.2.1.Les indications de la test OVHT/FIRE.....	101
IV.2.5.Méthode de protection en cas d'alarme.....	103
IV.2.5.1.cas de surchauffe.....	103
IV.2.5.2.cas d'incendie.....	103
Résumé : incendie de l'APU.....	105
Conclusion.	
Glossaire.	
Table de conversion des unité.	
Bibliographie.	

La liste de figures :

Chapitre I :

- Fig.I-1 : Schéma synoptique d'installation électrique d'aéronef.....2

Chapitre II :

- Fig.II-1 : Présentation de l'APU..... 15
- Fig.II-2 :Caractéristiques de l'APU..... 17
- Fig.II-3 :Les points d'attaches.....19
- Fig.II-4 :La porte d'entrée d'air.....22
- Fig.II-5 :Système de drainage.....24
- Fig.II-6 :Système d'échappement..... 26
- Fig.II-7 :Commandes et contrôles..... 28
- Fig.II-8 : Localisation des composants de circuit de démarrage et d'allumage.....34
- Fig.II-9 :Schéma fonctionnel de système d'allumage et de démarrage.....36
- Fig.II-10 :Circuit carburant.....42
- Fig.II-11 :Schéma fonctionnel de circuit de carburant..... 43
- Fig.II-12 :Schéma fonctionnel de circuit d'air..... 45
- Fig.II-13 :Interface de l'ECU.....48
- Fig.II-14 :Séquences d'arrêt normal.....53
- Fig.II-15 :L'arrêt automatique de protection.....54
- Fig.II-17 :Système d'indication.....59

Chapitre III :

- Fig.III-1 :Distribution de la génération électrique.....62
- Fig.III-2 :Les composants de la génération électrique.....65
- Fig.III-3 : Location du système pneumatique.....69
- Fig.III-4 :Distribution pneumatique..... 71
- Fig.III-5 : Description du conditionnement d'air..... 75
- Fig. III-6 : Fonctionnement du circuit de conditionnement d'air.....77

Chapitre IV :

- Fig.IV-14 : Les tests opérationnels du système de détection d'incendie..... 102
- Fig.IV-15 : Coupe schématique d'une bouteille extinctrice..... 104

Introduction générale :

Notre étude à porte sur la description de l'APU 131-9 B équipant l'avion de BOEING 737-800 NG .

L'APU 131-9B est un petite turbomachine qui est construire par ALLIAID SIGNAL , cette APU est très récent et son constructeur à améliorer les caractéristiques mécaniques , techniques et a aussi amélioré les performances.

Le plan de travail comporte quatre (04) chapitres :

Chapitre I :

Ce chapitre traite la basse d'électricité d'avion (réseau courant continu et réseau courant alternatif).

Chapitre II :

Ce chapitre traite de la description de l'APU à savoir les différents modules , composantes et les différents circuits de l'APU (démarrage et d'allumage, graissage, carburant ,circuit d'air , l'unité de contrôle électronique(ECU) et le système d'indication).

Chapitre III :

Ce chapitre traite les servitudes alimentées par l'APU a savoir servitude électrique et pneumatique.

Chapitre IV :

Ce chapitre traite la maintenance et la protection contre les incendie de l'APU.

Dans cette étude on va essayer de faire une description générale de l'APU GTCP 31-9B et ces méthodes de maintenance et protection contre les incendies.



Chapitre I

**Bases d'électricité d'avion (réseau à courant continu
et réseau à courant alternatif)**

Introduction :

Les choix technologiques faits pour la conception et la réalisation d'une installation électrique d'aéronef dépendent étroitement :

- 1-du tonnage et de la capacité commerciale ;
- 2-du type de mission à accomplir.

Ces deux paramètres étant déterminent, pratiquement tous les constructeurs sont conduits à adopter des solutions très voisines les unes des autres.

Il est possible, à partir de la , de dégager un certain nombre de règles s'appliquant aux avions commerciaux.

I.1. Réseaux électrique de bord

Un réseau électrique est un ensemble de sources d'énergie électrique et des équipements utilisateurs susceptibles d'être connectés entre eux.

*Un réseau se compose de :

- -un ou plusieurs circuits de génération,
- -des barres de distribution (barres bus),
- -des circuits de distribution,
- -des équipements utilisateurs.

*Les réseaux électriques sont :

- -soit à courant continu,
- -soit à courant alternatif.

*Un réseau électrique peut être :

- -un réseau électrique primaire : l'énergie électrique est dans ce cas obtenue par transformation d'énergie mécanique ou chimique ;
- -un réseau électrique secondaire : l'énergie électrique est alors obtenue par transformation de l'énergie électrique primaire.

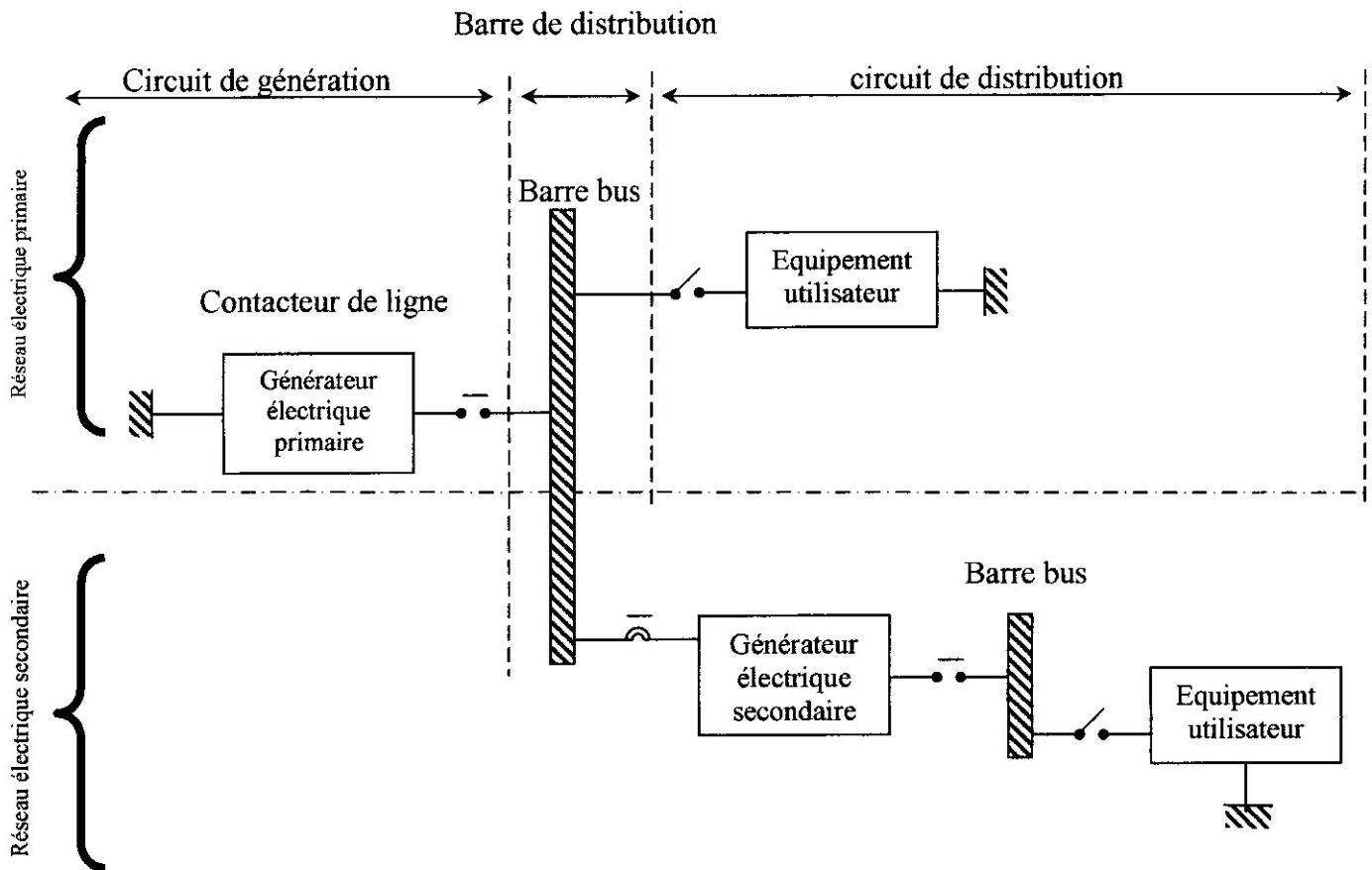


Fig.: I-1 schéma synoptique d'installation électrique d'aéronef.

I.1.1. Réseaux à courant continu :

I.1.1.1. Généralités :

Ce réseau était le seul existant à bord des avions jusque vers les années 50. Son importance a diminué mais il existe sur la majorité des avions, car une batterie d'accumulateurs en tampon lui est toujours associée.

Avantage :

- Les batteries qui, en plus de leur rôle de tampon, permettent, lorsque tous les générateurs sont en panne, de disposer à bord d'une réserve d'énergie électrique (jusqu'à 50 Ah environ) assurant la poursuite du vol en dernier secours pendant au moins une demi-heure.

- Le couplage en parallèle des génératrices à courant continu est plus facile

Il n'y a que deux conditions à respecter :

*-égalité des tensions ;

*-équipartition des charges.

- Le couple de démarrage des moteurs à courant continu est plus élevé que celui des moteurs à courant alternatif.
- Les relais contacteurs sont plus légers et plus robustes.
- Le réseau continu est à basse tension et les risques d'électrocution sont donc moins importants qu'en alternatif.
- Poids d'une installation complète avantageux pour les petits avions seulement.

Inconvénients :

- Mauvaise commutation des machines à courant continu lorsqu'elles fonctionnent à haute altitude. Cela se traduit par une usure rapide des balais et des collecteurs, ce qui implique un entretien et une surveillance régulière.
- Parasites dus à la commutation.
- Transformation des tension : complexe et pénalisante.
- Faible puissance massique.
- Puissance max. des génératrices limitée à 13,5KW

I.1.1.2. Caractéristiques du réseau continu :

- Réseau bifilaire, le pôle moins de chaque source est reliée à la structure de l'aéronef.
- Tension nominale 28 volts.
- Régimes transitoires ; ils sont définis par les courbes des normes définissant les réseaux de bord .

Les réseaux à courant continu en tensions différentes sont très rares et en voie d'extinction (115Voltes continu sur l'avion anglais Britannia).

Les réseaux à courant continu à 28 Voltes connaissent une nouvelle vague avec l'apparition des petits turbomoteurs (Turboméca, Garrett etc.) qui utilisent largement la génératrice démarreur à courant continu pour le démarrage des turbomachines. Ceci permet d'obtenir des avions ou hélicoptères entièrement autonomes puisque n'ayant pas besoin de servitudes de piste pour les démarrages. La source d'énergie au sol est la batterie de bord.

Nota : En ce qui concerne l'aviation légère le réseau de bord est du style automobile, avec batterie au plomb 12 V (pour des questions de prix de revient).

I.1.2. Réseaux à courant alternatif :

I.1.2.1. Généralités :

Les réseaux primaire à courant alternatif ont été utilisés en France vers 1956(Breguet Alizé –Caravelle). La très grande majorité des avions modernes (civils et militaires) ont actuellement des réseaux alternatif.

Avantages :

- Pas de problème de commutation et surtout pas de problème de contacts frottant sur les machines modernes.
- Grande souplesse d'emploi de l'alternatif par possibilité de transformation soit en tension différentes soit en courant continu.
- Puissance massique plus élevée.
- Poids de l'installation avantageux pour les gros avions.
- Puissance max. par alternateur élevée : 90 à 120 KVA.

Inconvénients :

- Couplage en parallèle des alternateurs assez délicat (nécessité de l'égalité des tensions, fréquences et phases).
- Nécessité pour les réseaux à fréquence constante, d'avoir un dispositif d'entraînement à vitesse constante.

- Le couple de démarrage des moteurs asynchrones faible.
- On ne dispose pas de réserve d'énergie alternative. (En fait nous verrons que l'on peut quand même avoir , en dernier secours ,du courant alternatif monophasé à partir des accumulateurs).
- Les commandes de relais et contacteur constituent un appareillage, lourd, complexe et parasiteur .

I.1.2.2.Characteristiques des réseaux alternatifs :

Tension :

Les réseaux à courant alternatif sont triphasés avec le neutre sorti relié à la masse avion .La tension nominale est de 115 Voltes phase et neutre, on écrit souvent réseau 115/200. Cette tension est mondialement utilisée quelle que soit la fréquence du réseau (fréquence variable ou fréquence fixe).

L'augmentation de tension qui conduirait à une diminution du poids des câblages n'est pas envisagée.

Des avions comme le B70 (M=3) ont une génération alternative en 400Volts, mais la distribution est faite en 115 Volts.

Fréquence :

Le choix de la fréquence est une question importante. On trouve actuellement deux solutions :

- Des réseaux à fréquence variable, L'alternateur est entraîné par le moteur de l'avion , la fréquence est proportionnelle au régime moteur , on voit donc que la fréquence du réseau sera variable au cours du vol ;
- Des réseaux à fréquence constante.

Deux cas peuvent se présenter :

- On dispose sur l'avion d'une prise de mouvement à vitesse constante, on entraîne donc directement un alternateur qui délivrera une fréquence constante .Ce cas se rencontre sur certains turbopropulseurs (Astazou par exemple) ou turbines d'hélicoptère.

- Si l'on n'a sur l'avion qu'une prise de mouvement à vitesse variable (Turbopropulseurs) on intercale entre l'alternateur et la prise de mouvement un dispositif qui délivre une vitesse constante quelle que soit la vitesse de la prise de mouvement.

Ces dispositifs sont appelés « Entraînement à vitesse constante ». Les Anglo-saxons utilisent l'appellation « C.S.D » = « Constant Speed Drive ».

Une autre technique est utilisée pour avoir un réseau à fréquence constante, il s'agit du système DCLINK qui à partir d'une fréquence variable redressée génère du courant alternatif à fréquence constante.

a. Réseau à fréquence constante

Ces réseaux à fréquence fixe, par opposition à la fréquence variable sont les plus fréquemment utilisés aussi bien sur les avions civils que sur les avions militaires.

La fréquence choisie est 400Hz.

Les avantages et les inconvénients sont les suivants :

Inconvénients :

Nécessité d'avoir sur le moteur un entraînement à vitesse constante qui est un dispositif lourd, onéreux et assez délicat.

Avantages :

- La fréquence constante obtenue par des « C.S.D » permet le couplage en parallèle de plusieurs générateurs, cette technique qui a été utilisée pour le Boeing 707, le Concorde ,a été abandonnée sur l'Airbus ou la fréquence constante a été conservée en réseaux séparés.
- La fréquence constante est plus utilisée car plus pratique dans les circuits comportant des asservissements.
- La fréquence constante permet d'avoir des moteurs tournant à vitesse constante(au glissement près)gyroscopes-pompes.

- Les transitoires de tension sur des variations de charge restent dans le même ordre de grandeur (ce qui n'est pas le cas en fréquence variable).

b. Réseaux à fréquence variable :

Ces réseaux ont été développés en Grande-Bretagne et en France. Ils ont été surtout utilisés pour des avions comportant un dégivrage électrique important.

Les variations de régime du moteur conditionnent l'intérêt de la fréquence variable.

Sur la Caravelle (SAS) les alternateurs délivrent une fréquence variant de 400 à 1000 Hz qui ne peut être utilisée que pour du chauffage. Sur des avions équipés de turbopropulseur Atlantic, Trasall(Turbo Rolls Royce Tyne), la fréquence varie de 400 à 600Hz : dans ce cas pas mal d'équipement peu sensibles à la fréquence peuvent être alimentés sans danger (Transfo redresseurs, électropompes).

Parmi les avantages et les inconvénients nous pouvons citer :

Avantages de la fréquence variable :

Simplicité du système, (pas d'entraînement à vitesse constante lourd et coûteux), sécurité accrue par la diminution des probabilités de panne.

Inconvénients de la fréquence variable :

L'emploi est d'autant plus limité que la gamme des fréquences est étendue.
-Transitions sur variation de charge d'autant plus grands que la fréquence est élevée.

Raisons du choix de la fréquence 400Hz :

La fréquence F d'un alternateur est :

$$F = P \cdot N$$

N : vitesse de rotation en tr/s.

P : nombre de paire de pôle.

Des calculs assez complexes permettent de fixer entre 4 et 8 le nombre de pôles d'un alternateur. La machine bipolaire ($p=1$) est à éviter du mauvaise utilisation de son circuit magnétique qui, à puissance égale conduit à un poids plus grand que les machines tétra ou hexa polaires. Lorsque le nombre de pôles devient supérieur à 8 on ne peut conserver une largeur pratique des encoches sans augmenter sensiblement le diamètre de la machine.

La gamme des vitesses de rotation commode s'échelonne de 6000 à 12000tr/min. En deçà de 6000tr/min le couple devient trop important d' où dimensionnement plus grand. Au delà de 12000tr/min la construction des machines est acrobatique, ceci nous conduit à la fréquence de 400Hz.

Machines 4 pôles 12000 tr/min.

Machines 8 pôles 6000 tr/min.

Nous pouvons noter que l'adoption du 400 Hz permet un gain de poids de 80% par rapport à 50Hz en employant des circuits magnétiques identiques. En effet, $e = |\Delta\Phi/\Delta t|$, si Δt est plus petit on aura $\Delta\Phi$ plus petit pour un même e , donc le circuit magnétique sera moins important.

I.2. Réseaux électriques primaires :

*en courant alternatif ils sont de deux types :

- Réseau à fréquence constante 400 Hz triphasé 115 V entre phase et neutre ;
- Réseau à fréquence variable (320-1000 Hz) triphasé 115 V entre phase et neutre.

*en courant continu un seul type existe.

- Réseau à courant continu 28 V.

Les avions actuels possèdent normalement :

-soit un seul réseau : le continu ;

-soit deux réseaux : le continu et un alternatif, généralement celui à fréquence constante.

Dans certain cas les trois réseaux peuvent coexister (Transall, Bréguet-Atlantic 1150)

I.3. Réseaux électriques secondaires :

Les réseaux électriques secondaires peuvent être plusieurs types qui correspondent soit à des utilisations classiques, soit à des utilisations spécifiques.

*en courant alternatif :

-réseau spécial 400Hz monophasé 115V ou 26V (réseau pour les mesures et calculs).

- réseau 400Hz triphasé 26V (commandes de vol)

-réseau 1800 Hz 26 V (commandes de vol concorde).

*en courant continu :

- réseau à courant continu 28 V.

Ces réseaux secondaires sont alimentés à partir des réseaux primaires par l'intermédiaire de :

-convertisseurs statiques.

-transformateurs abaisseurs.

-transformateurs redresseurs.

I.4. Normes définissant les réseaux électriques :

Les limites des différents paramètres de l'alimentation électrique sont définies par des normes nationales et internationales assez voisines les unes des autres et dont les plus connues sont :

- AIR 2021 E (France).
- MIL STD 704 D (USA).
- ISO 1540-2 (internationale).

Le but de ces normes est de réaliser la compatibilité entre les équipements utilisateurs de bord et les alimentations électriques à bord et au sol .

Définitions selon la Norme AIR 2021 E.

I.4.1. Sources électrique :

Puissance nominale :

La puissance nominale d'un réseau est celle correspondant à la puissance totale nominale des sources principales de courant alimentant ce réseau.

Puissance disponible installée.

La puissance disponible d'un réseau est celle correspondant à la puissance installée des sources de courant utilisables dans des conditions de fonctionnement prévues de l'aéronef.

I.4.2. Cas de fonctionnement du réseau :

1) Fonctionnement normal du réseau :

Conditions obtenues lorsque l'on effectue les opérations nécessaires pour assurer que le réseau électrique exerce toutes les fonctions requises pour l'accomplissement des diverses missions de l'aéronef prévues et qu'aucune panne ne se produit.

On distingue le fonctionnement normale fréquent (systématique), c'est à dire les conditions habituelles de fonctionnement, y compris les transitoires et le fonctionnement normale rare (probabilité d'occurrence inférieure à 1.10^{-2} / heure de vol)

Exemple : commutation des charges utilisatrices, variation de la vitesse des moteurs, transfert des barres omnibus, synchronisation des sources d'énergie.

2) Fonctionnement anormale du réseau :

Conditions résultant d'un défaut entraînant la dégradation ou la perte des caractéristiques de la tension et/ou de la fréquence, l'importance et la perturbation étant normalement limitées par les dispositifs de protection.

Exemple : variation de tension momentanée due à un court-circuit.

3) Fonctionnement secours du réseau :

Etat du réseau électrique restant en service quand les sources principales ne peuvent satisfaire aux conditions normales requises.

Exemple : fonctionnement sur batterie (accumulateurs) ou sur générateur auxiliaire.

4) Régime stabilisé :

Conditions qui règnent pour une charge déterminée lorsqu' aucun défaut ne se produit et qu'il n'est apporté aucun changement à un paramètre quelconque du réseau.

5) Transitoires :

Variation d'une caractéristique sortant momentanément des limites du régime stabilisé. La prise en compte correspond au moment où cette caractéristique sort des limites précédentes. Dans le cadre de la présente norme, les transitoires se répartissant en transitoires de régulation et en subtransitoires.

Transitoire de régulation (parfois dit transitoire de longue durée) : variation d'une caractéristique à partir du niveau régulé stabilisé résultant de la réponse

Du régulateur de l'alimentation à une perturbation.

Subtransitoire (parfois dit point de tension) : brève variation ,) partir du niveau régulé stabilisé ou du transitoire ci-dessus, prenant naissance dans le réseau de distribution, à l'exclusion des phénomènes atmosphérique .Ces variations produisent généralement une pointe de tension élevée ou train d'ondes, dont chacune a un temps de montée extrêmement court (de l'ordre de quelques microsecondes).

Exemple : commutation de charges inductives.

I.5.Evolution des réseaux électriques

Des études de réseau 270V continu sont actuellement en cours. Cette tension serait fournie par un alternateur triphasé (115/200 V) qui après redressement de la tension composée fournirait le 270 V continu.

($U_{\text{crete}} = U_{\text{eff}} / \sqrt{2} = 283\text{V}$). Cette tension élevée permettrait de diminuer très sensiblement la section des conducteurs (dans un rapport = 10 en conservant la même densité de courant). L'objectif de ce réseau serait de remplacer l'hydraulique par des équipements électriques de forte puissance. Le réseau 28V continu serait conservé pour l'alimentation des équipements classiques.

I.6. Bilan électrique :

On appelle bilan électrique l'addition des différentes charges électriques, ou consommation absorbées à différents moments du vol, par les divers servitudes à mettre en œuvre.

Les consommations s'expriment :

- En courant continu par l'intensité absorbée.
- En courant alternatif : par les intensités sur chacune de 3 phases et par le facteur de puissance de chacune d'elles.

Etablissement du bilan électrique :

La détermination du bilan électrique est l'opération nécessaire à la définition d'un réseau.

Cette détermination se fait par approximations successives car on ne connaît pas exactement tous les équipements au stade projet de l'avion.

Le bilan est fait par excès car un dépassement de puissance absorbée par rapport à la puissance installée ne doit pas remettre en cause le choix des générateurs.

Le calcul du bilan électrique se fait de la façon suivante :

- On décompose les différentes phases du vol en sections à l'intérieur desquelles on suppose le fonctionnement d'un certain nombre d'équipements.

Ces sections doivent faire l'enveloppe de tous les cas possibles de vol ou de mission de l'avion.

Dans la présentation du bilan on ne trouve en générale que les cas extrêmes.

I.6.1. Les différentes phases prises en considération dans le bilan sont en particulier.

- Avion au parking (essais avant vol-chargement des passagers – mise en route etc.)
- Roulage vers la piste et attente avant décollage.
- Décollage.
- Montée.
- Croisière dans le cas d'un avion civil pour un avion militaire c'est la mission qui est décomposée en différentes phases (poursuite -attaque – retour etc.)
- Descente.
- Atterrissage.
- Roulage.

Chacune de ces phases est étudiée pour différentes conditions du vol de jour de nuit, avec conditions hivernantes conditions tropicales etc.

- On détermine ensuite les phases du vol dans les différents cas de pannes possible sur l'avion, panne d'un moteur, panne d'un alternateur par exemple par chacune des phases, on établit la liste des équipements en fonctionnement et en particulier les surcharges possibles avec leur durée (les temps de basse sont pris à 5s, à 1mn, 5mn.) ainsi que les cas de fonctionnement les plus caractéristiques : dégivrage cycliques par exemple.

A partir de la connaissance du bilan électrique, on définit le réseau de l'avion, c'est-à-dire le nombre de générateur et de barres de distribution.

Cette définition n'est pas simple car le choix d'un principe de réseau peut modifier le bilan, certains équipements peuvent être alimentés en continu ou en alternatif et le choix de l'alimentation peuvent être déterminé par la fonction de l'avion de ces missions, de ses cas de panne et bien entendu du prix de revient ce choix.

Par exemple sur les avions d'affaires le courant alternatif nécessaire à certains équipements de radio ou de navigation est fourni par convertisseur alimenté à partir d'une génératrice. Le prix d'une génération à fréquence constante serait prohibitif pour ce type d'avion.

Les planches 1, 2, 3 montrent pour l'AIRBUS A300 un exemple de document qui définit, la charge électrique d'un alternateur dans le cas d'un vol normale. Ces documents sont élaborés en même temps que le schéma de la distribution électrique.



Chapitre II

Généralité sur l'APU GTCP 131-9B et ces différents circuits.

Chapitre II Généralités sur l'APU et les différents circuits d'APU

II.1. Généralité sur l'avion BOEING 737-800 :

Le Boeing 737-800 est mise en ouvre le 31 juillet 1997, en générale ci la Boeing 737 – 400x on la transformé en 737-800.

Le B737-800 est disponible avec Winglets depuis Mai 2001, ceux-ci réduisent les efforts aérodynamiques qui réduisant la consommation de fuel jusque 7%.

II.1.1. Caractéristiques de l'avion B 737-800 :

1-Taille :

- Envergure : 34.40m
- Longueur : 39.50 m.
- Hauteur : 12.50 m.

2-Poids maximum :

- Au décollage : 78240 Kg.
- A l'atterissage: 65310 Kg.

3-Moteur:

- Moteur CFM 56-7B.
- Poussée 2*26400 IBS.

4-Vitesse :

- Décollage : 290 Km/h.
- Croisiere : 840 Km/h.
- Atterissage: 260 Km/h.

5- Capacité du réservoir : M=21320 Kg.

6- Altitude de croisière : H=41000 Pied = 12500 m.

7-Passagers : 189 Passagers.

8-consommation de carburant : La consommation de carburant par leur de vol : 2.5tonnes/H.

II.2. Généralités sur l'APU:

II.2.1. Définition :

L'APU (Auxiliary Power Unit) est une petite turbo-machine de servitude qui équipe certains avions, l'APU a été utilise la premier fois sur l'avion de scoute de hawk de nuit de la Pemberton-Facturation P-b 31 en 1916. Le Boeing 727 de 1963 était le premier avion (jethiner) que comporter APU de turbine à gaz lui permettant de fonctionner à des plus petits aéroports régionaux indépendant des équipements de terre .De nos jours la majorité des avions de linge moyens et gros porteuse en sont équipés.

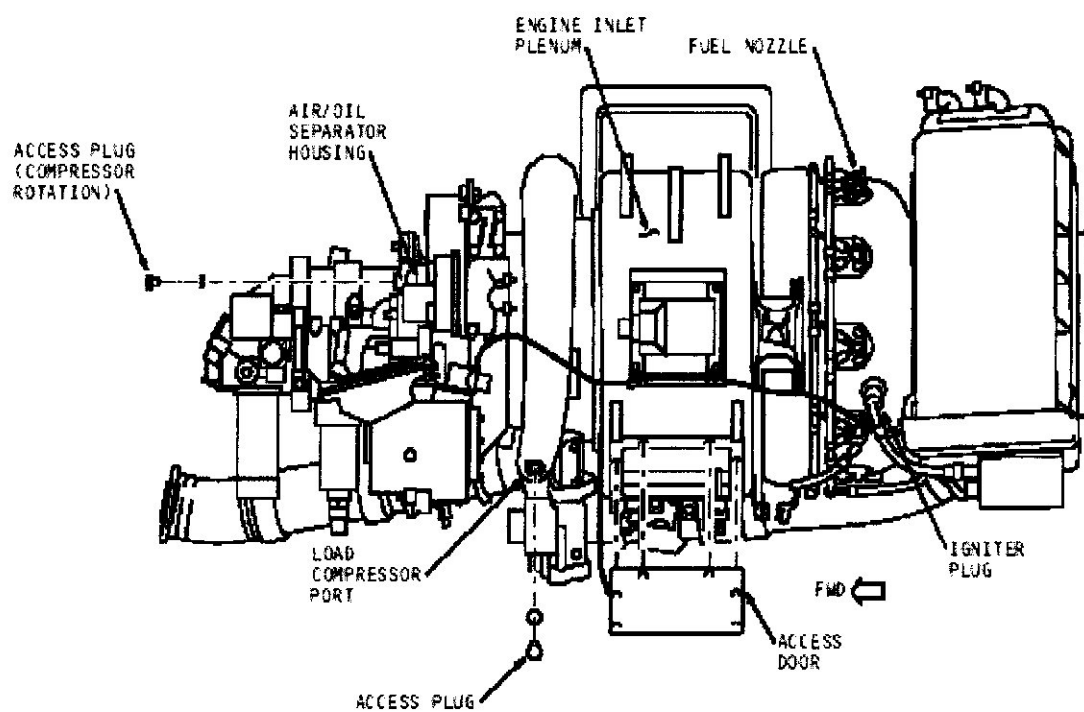
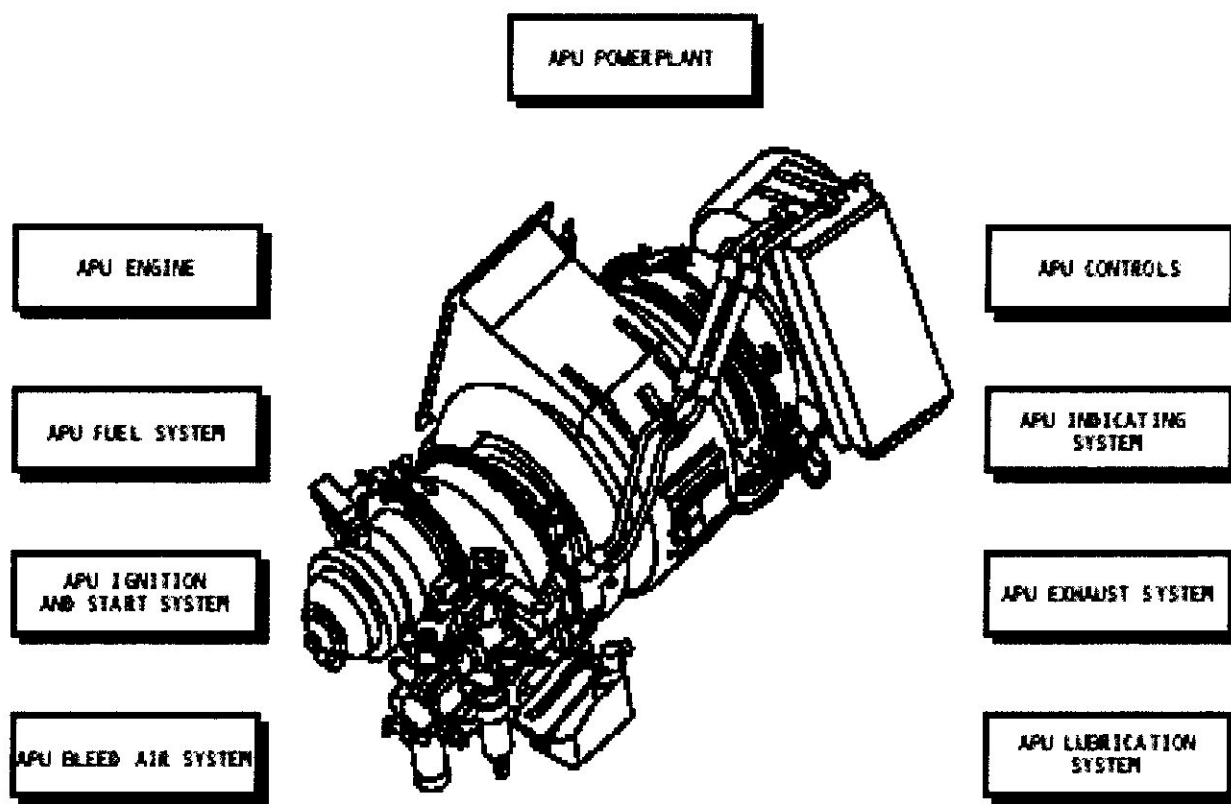


Fig. II-1 : Présentation de l'APU

Chapitre II Généralités sur l'APU et les différents circuits d'APU

Tous les avions équipés peuvent utiliser ce générateur au sol où il se substitue au générateur du groupe de parc, cela permet :

- Une alimentation autonome des équipements utilisés au sol.
- Le démarrage autonome : sur les turboréacteurs de forte puissance le démarrage est pneumatique et l'APU entraîne alors un compresseur en plus du générateur électrique .La climatisation peut être également fournie avec certains modèles. En vol, seuls certains avions sont prévus pour utiliser le générateur électrique d'APU en appoint ou en secours.

L'APU qui équipe par le Boeing 737-800NG est l'APU GTCP131-9B

GT	C	P	131	9B
Gaz Turbine Engine (turbine a gaz)	Compressor Compresseur Possibilité de soutirage d'air Sous -pression	Power Puissance Possibilité D'obtenir De la puissance Sur L'arbre	Classe ayant approximativement Les même dimension composants	Configuration Spécifique (Boeing 737- 800)

II.2.2.Caractéristiques :

- Longueur=1.44 m.
- Largeur =0.87m
- Hauteur= 0.75 m
- Poids total=180.62 Kg.
- Poids sec =177 Kg.

Limitation:

- Energie électrique disponible du sol jusqu'à 12500 m d'altitude
- Du sol jusqu'à 9754m.....90 KVA.
- De 9754 m jusqu'à 12500 m.....66KVA.
- Energie pneumatique disponible du sol jusqu'à 5183 m.

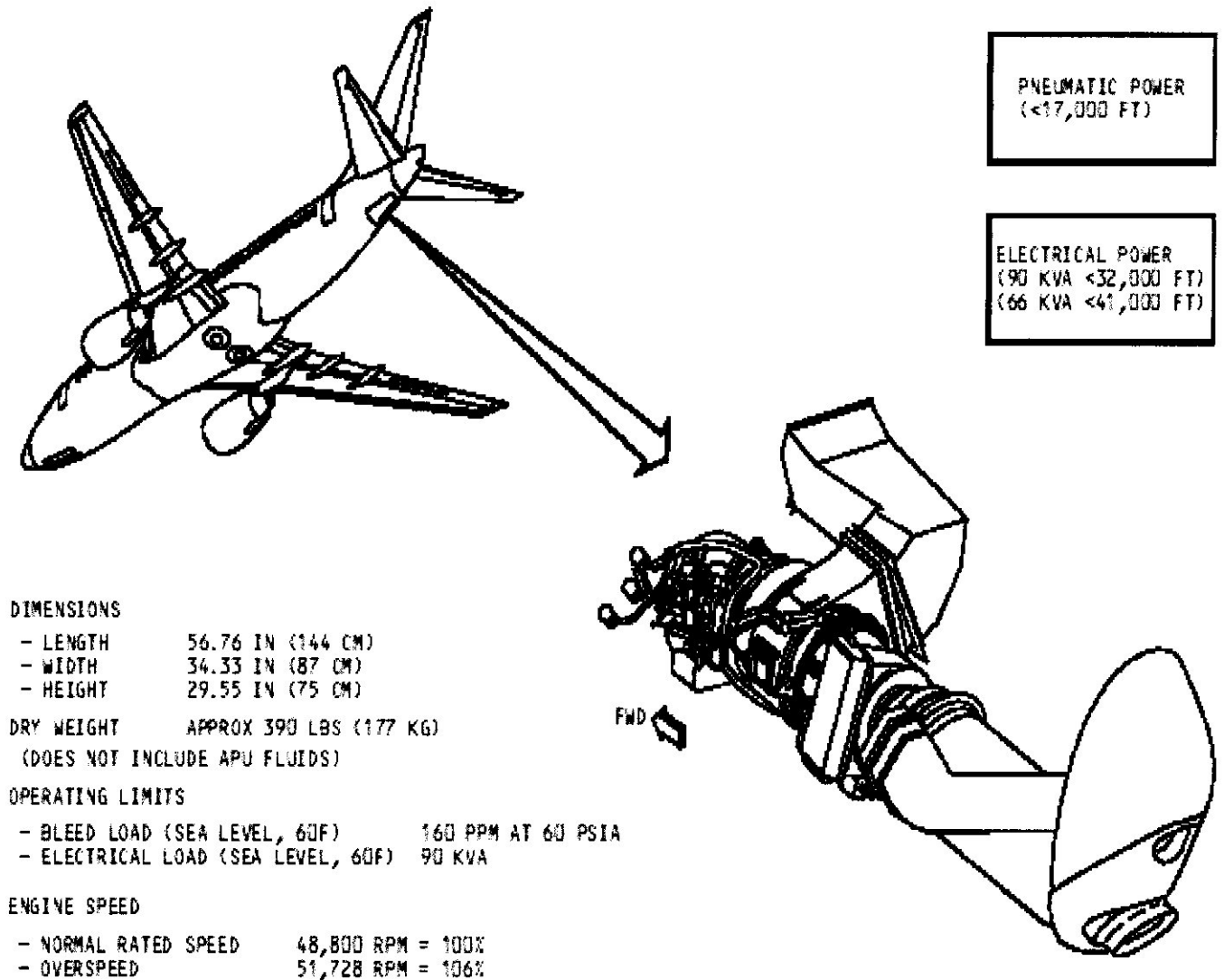


Fig. II-2 : Caractéristiques de l'APU

Pression de soutirage :

- T=15° (du niveau de la mer) 160livres/ heure, 60PSI A
Possibilité de démarrer l'APU du sol jusqu'à 12500m.

Performances :

- Vitesse de rotation =48800RPM =100%.
- Survitesse=51728 RPM= 106%.
- EGT maximum =577°c(niveau de la mer,15 °c)
- Consommation maximum d'huile =8Cm³/heure.
- Soutirage d'air =160 livres/heure à 60 PSI A(niveau de la mer 15°C)
- Charge électrique =90KVA.

II.2.3.Installation :

L'APU est installé dans la cône de queue à la section 480du fuselage, l'accès au comportement de l'APU est possible via deux portes s'ouvrant vers l'extérieur.

L'APU est suspendu par quatre (04) points d'attaches

- Deux points d'attaches avant (gauche et droit) : le point d'attache avant gauche n'est pas équipé d'attache d'amortisseur de vibration par contre

Les points d'attaches avant droit, est muni d'amortisseur de vibration pour éviter que les vibration APU aillent vers la structure.

- Deux points d'attache arrière (gauche et droit) le point d'attache arrière droit et arrière gauche sont munis d'amortisseur de vibration pour éviter que les vibrations APU aillent vers la structure.

Le comportement de l'APU est une zone à risque d'incendie il est équipé :

- D'une cloison pare feu résistant à l'incendie.
- D'un système de détection incendie.

II.2.4.Section de puissance :

La section de puissance est composée :

- D'une (01) compresseur centrifuge à un étage.
- D'une (01) chambre de combustion annulaire.
- De deux (02) étages turbine.

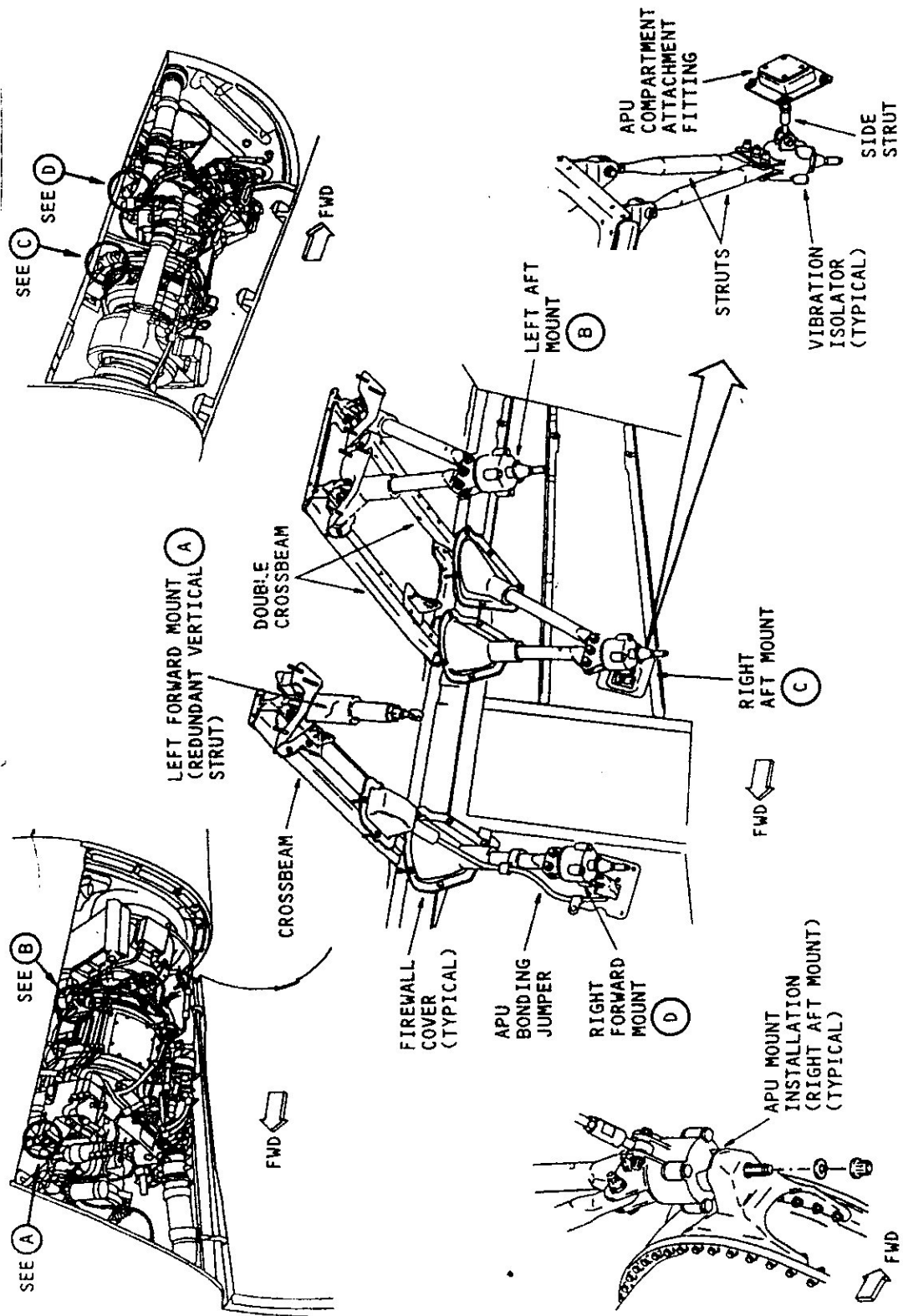


Fig.II-3 : Les points d'attaches.

II.2.4.1. Compresseur de prélèvement de charge :

Le compresseur de prélèvement de charge est monté sur la section de puissance .Il est constitué d'un (01) étage compresseur centrifuge et de seize (16) aubes mobiles régulatrices de débit d'air (IGV) .

L'axe de compresseur de prélèvement de charge est accouplé a l'axe de la section de puissance par un arbre de connexion cannelé.

Les aubes mobiles régulatrices de débit d'air sont placés à l'entrée du compresseur de prélèvement de charge permettant la régulation du débit d'air fournit par le compresseur de charge les aubes sont réparties uni forment sur la circonférence.

Les aubes sont faites en deux (02) parties, une partie fixe et un partie mobile, la partie mobile peut pivoter jusqu'à 115°

*A 15° les aubes sont fermées.

*A 115° les aubes sont ouverts.

Les aubes mobiles régulatrices de débit d'air sont conçues de s'arrêter à la position 15° pour ne pas se fermer complètement afin de refroidir le compresseur de prélèvement de charge.

Elles sont commandées par un vérin ,ce vérin est localisé sur la cote droit du compresseur .Le vérin des aubes mobiles régulatrices de débit d'air (IGV) est un vérin électrohydraulique qui utilise la pression carburant en provenance du régulateur carburant est commandé électriquement par l'unité de contrôle électronique (ECU).

II.2.4.2. La chambre de combustion :

L'air fournit par le compresseur de la section de puissance est envoyé à la chambre de combustion, dans la chambre de combustion l'air comprimé et mélangé au carburant et ce mélange la bougie est allumé, à cet effet la chambre de combustion est équipée de dix (10) injecteurs (primaires et secondaires) et d'une bougie d'allumage.

Environ 20% du débit d'air destiné à la combustion, le restant de l'air est utilisé pour le refroidissement de la chambre de combustion et des gaz d'échappement.

II.2.4.3. La turbine :

La turbine à deux étages sert à entraîner le compresseur de prélèvement de charge.

II.2.5. Boite d'entraînement d'accessoires :

La turbine entraîne les accessoires monté sur la boite d'entraînement des accessoires il comporte :

- Le démarreur/Alternateur.
- Les pompes de récupération d'huile.
- Les pompes de pression d'huile.
- La pompe carburant et le régulateur carburant.

II.2.6.Système d'entrée d'air :

Le système d'entrée d'air est utilisé pour amener l'air vers la section de puissance .

II.2.6.1.Les différents composants :

Le système d'entrée d'air comprend :

- Un (01) volet d'entrée d'air.
- Un (01) générateur de tourbillons.
- Un (01) vérin électrique du volet d'entrée d'air.
- Un (01) switch du volet d'entrée d'air.
- Un (01) diffuseur.
- Un (01) chambre de tranquillisation.

II.2.6.2.Fonctionnement :

Le volet d'entrée d'air est localisé à l'arrière du fuselage cote droit, au , tour de l'entrée d'air installé un(01) filtre en treilles métallique qui empêche l'ingestion des corps étrangers par les compresseurs.

Un vérin électrique permet l'ouverture et la fermeture du volet d'entrée d'air. le switch du volet d'entrée d'air envoie un signal d'ouverture ou de fermeture à l'unité de contrôle électronique(ECU)..

Dés le démarrage de l'APU, la porte d'entrée d'air s'ouvre automatiquement (environ 13à 60 secondes de temps d'ouverture actionné par le vérin électrique, l'air passe à travers le volet d'admission pour arriver jusqu'à la chambre de tranquillisation (plenum) et a l'APU .

L'APU est arrêtée et la porte d'entrée d'air se ferme aussi, quand le switch principale APU est mis sur position OFF.

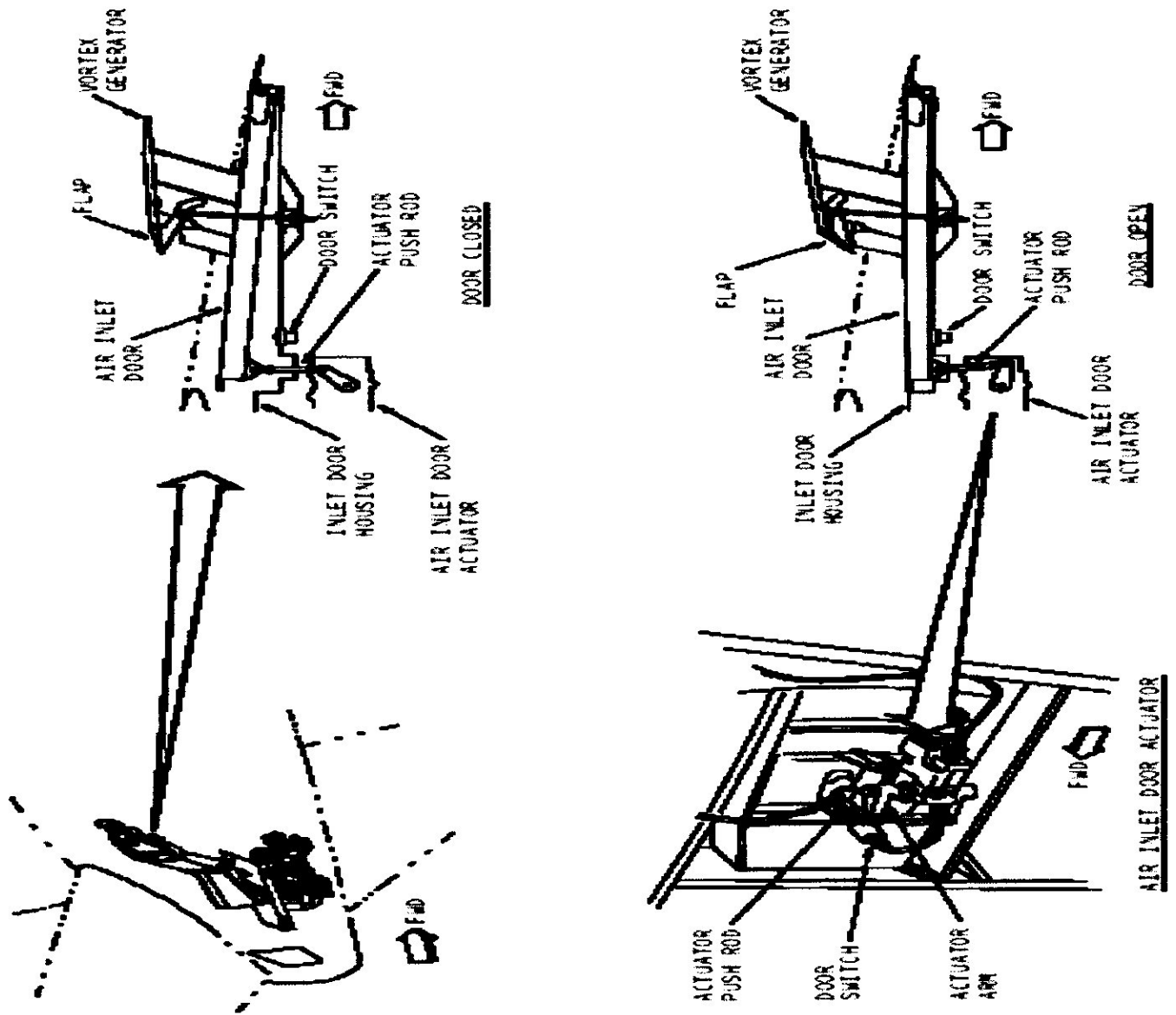


Fig. II-4 : La porte d'entrée d'air.

II.2.7.Système de drainage

L'APU est équipé d'un système de drainage pour évacuer la où cela s'avère nécessaires (l'huile, l'eau, le carburant) afin d'empêcher ainsi une accumulation possible de matière dangereuse.

II.2.7.1.Les différents composants

Le système de drainage comprend :

- Un (01) collecteur de drainage avant.
- Un (01) collecteur de drainage central.
- Un (01) collecteur de drainage arrière.

II.2.7.2.Fonctionnement

Le système de drainage est constitué entièrement de composants ignifuge, les lignes de drainage évacuent les liquides vers un réservoir de drainage.

Les liquides récoltés dans le réservoir de drainage sont aspirés par une conduite qui débouche dans un mat de drainage situé sur le capot de l'APU, ces liquides sont évacués à l'extérieur.

Le collecteur de drainage avant récolte les fuites carburant en provenance :

- Du régulateur carburant.
- De la vanne de décharge.
- Du vérin des aubes mobiles régulateur du débit d'air (IGV).

Le collecteur de drainage central récolte les fuites d'huile de compresseur de prélèvement de charge.

Le collecteur de drainage arrière récolte les fuites carburant du carter, chambre de combustion, de l'eau au niveau de l'échappement.

II.2.8.Système d'échappement

Le système d'échappement refoule les gaz d'échappement de l'APU vers l'extérieur .Il protège le compartiment APU de l'usure due aux températures élevées et réduit le bruit.

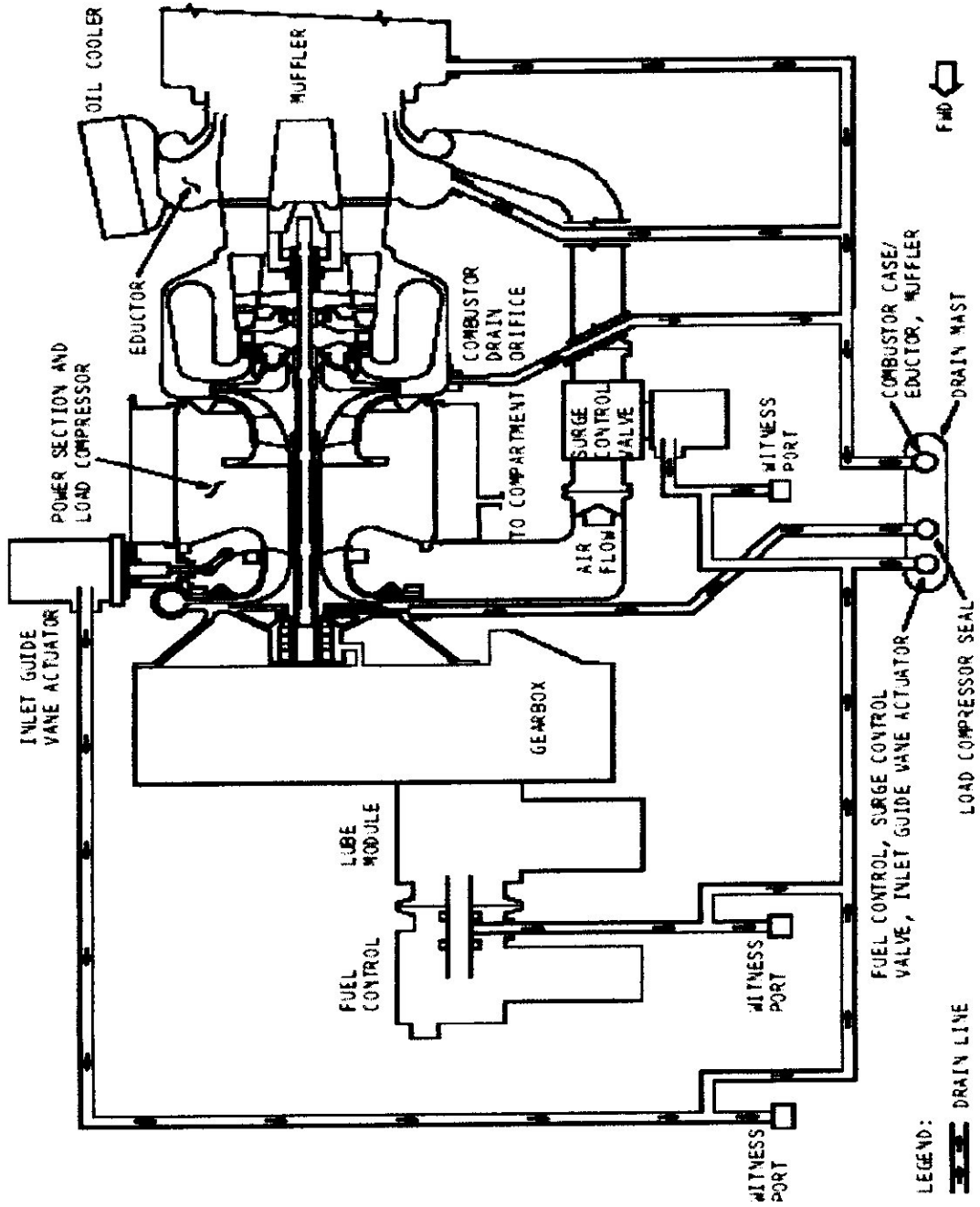


Fig.II-5 : Système de drainage.

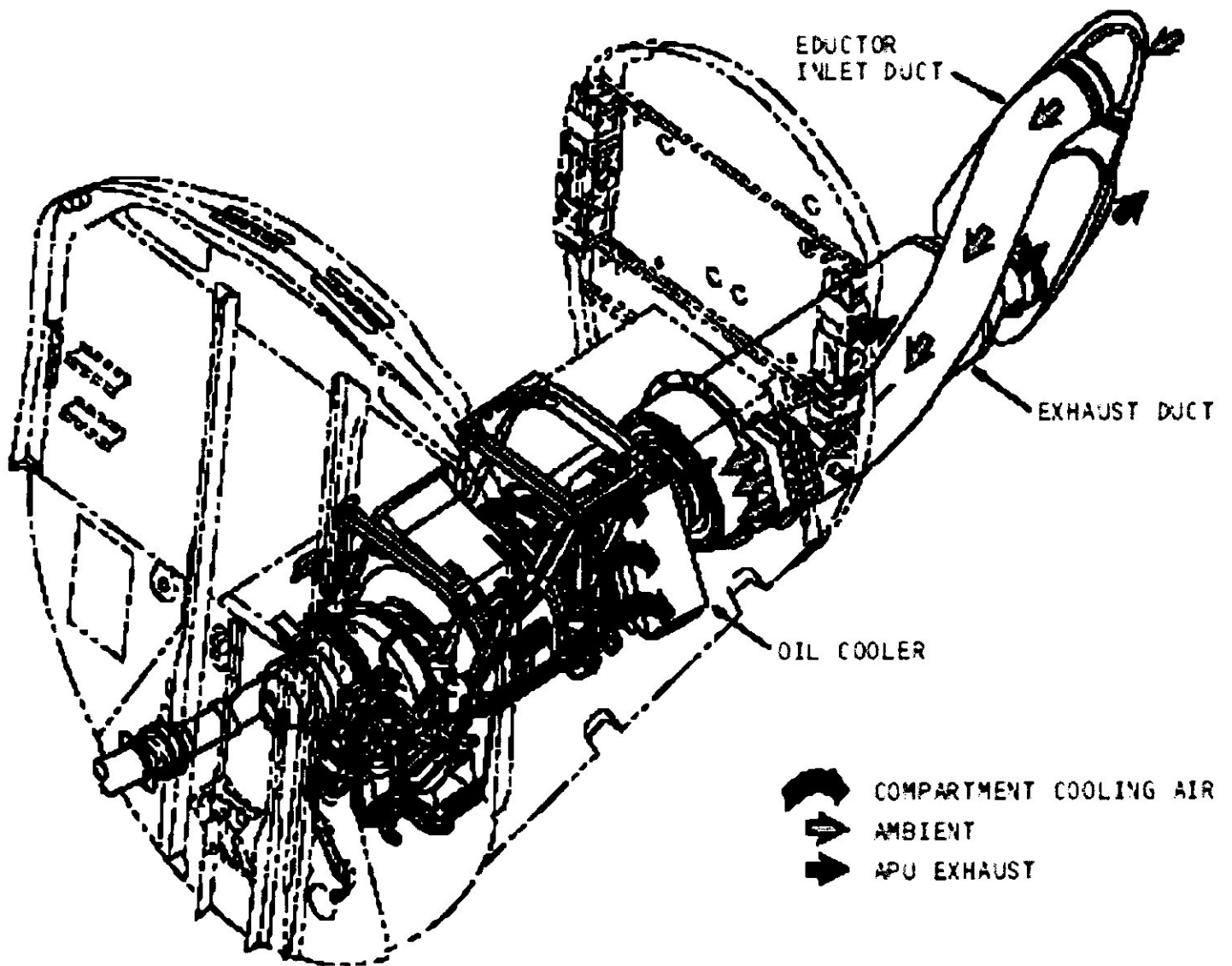


Fig. II-6 : Système d'échappement

II.2.9. Commandes et indication :

Les instruments, panneaux de commande, voyants et les composants de l'APU se situent aux endroits suivants :

1-Cockpit :**A) Sur le panneau supérieur P5 :**

- Un (01) switch principale de commande à trois (03) positions OFF-ON – START.
- Un (01) indicateur EGT.
- Un (01) switch batterie.
- Un (01) switch de soutirage d'air à deux (02) positions ON-OFF.
- Voyant alternateur APU déconnecté.
- Quatre (04) étiquettes :

MAINT

BAISSE DE PRESSION D'HUILE

FAULT (FAUTE)

SURVITESSE

B) Sur le panneau P28 :

On trouve le module de détection incendie.

C) Sur le panneau P9 :

On trouve l'écran d'affichage (CDU).

2-Sur le panneau P28 :

il est situé dans le logement train principale droit on trouve le module de détection incendie.

3-Dans la soute électronique on trouve :

- SPU=START POWER UNIT
CONTROLEUR DE DEMARRAGE
- SCU =START CONVERTER UNIT
CONVERTISSEUR DE DEMARRAGE
- AGCU=CONTROL UNIT
- APU GENERATEUR =CONTROLLEUR ALTERNATEUR APU

4-Dans la soute cargo arrière on trouve :

ECU : ELECTRONIQUE CONTROL UNIT
UNITE DE CONTROLE ELECTRIQUE.

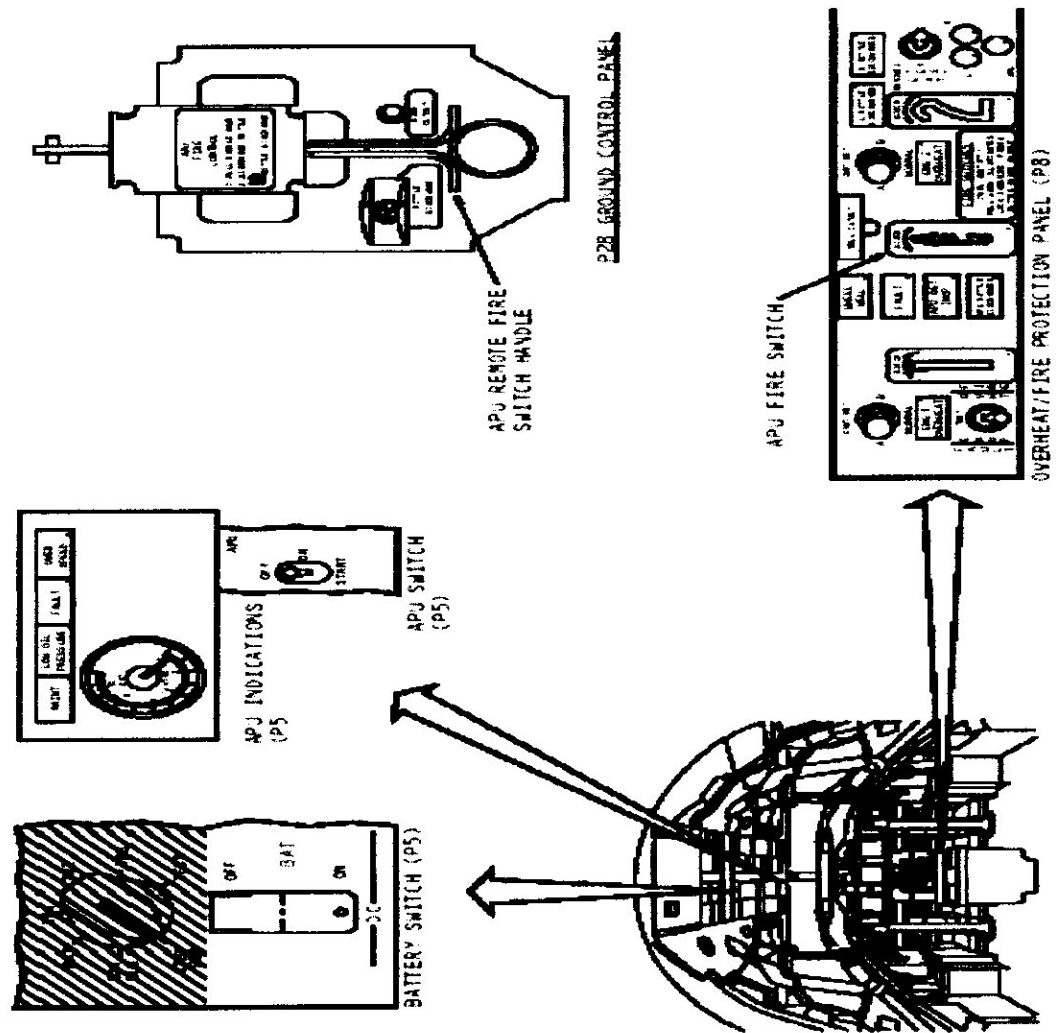


Fig. II-7 : Commandes et contrôles

II.3. Les différents circuits de l'APU 131-9B**II.3.1. Circuit de démarrage et allumage :**

Le rôle du circuit de démarrage et d'allumage est d'assurer le démarrage et l'accélération ainsi que l'allumage du mélange AIR/CARBURANT dans la chambre de combustion.

II.3.1.2. Les différents composants :

Le circuit de démarrage et d'allumage est constitué :

- D'une (01) boîte d'allumage.
- Un (01) contrôleur de démarrage (SPU)
- Un (01) convertisseur de démarrage (SCU)
- Un (01) câble de bougie
- Une (01) bougie
- Un (01) démarreur/alternateur

La séquence de démarrage et d'allumage est commandée par l'unité de contrôle électronique (ECU).

A/-Boîte d'allumage (ignition unité) :

La boîte d'allumage fournit l'étincelle à l'APU lors de démarrage. L'ECU excite la boîte d'allumage à 0% RPM.

B-Contrôleur de démarrage (SPU) :

Le contrôleur de démarrage (SPU) est localisé dans la soute électronique. Le (SPU) amplifie l'énergie électronique (115VAC ou 28VDC) en 270VDC.

C-Convertisseur de démarrage (SCU):

Le convertisseur de démarrage (SCU) est localisé dans la soute électronique, le convertisseur convertit les 270VDC en génération électrique au courant alternatif pour alimenter le démarreur /alternateur.

D-Démarreur/Alternateur :

Le démarreur /alternateur pèse 24,7Kg il entraîne la Gearbox lors du démarrage et fournit une puissance électrique de 90KVA pour alimenter le réseau de bord électrique avion au sol et en vol.

Le démarreur /alternateur de l'APU a deux rôles :

- *Le premier rôle est l'alimentation de la génération électrique alternative (115VAC) au sol.
- *Le deuxième rôle est l'alimentation de la génération électrique alternative (115VAC) en vol en secours (encas de perte d'alternateur moteur).

Le démarreur/alternateur est contrôlé par un contrôleur qui se trouve dans la soute électrique (AGCU), le panneau de la génération est localisé au cockpit

P5-4, P5-5, P5-13 :

1-P5-4 :

il comprend les éléments suivants :

- Un (01) switch pour le moteur 1 à deux positions (OFF-ON) .
- Un (01) switch pour le moteur 2 à deux positions (OFF-ON).
- Deux (02) switches pour le démarreur/alternateur de l'APU à deux positions chacun (OFF-ON).
- Un (01) switch sous cache BUS TRANSFER à deux positions (OFF-AUTO).
- Un (01) switch pour le groupe de parc à deux positions (OFF-ON) .
- Un (01) voyant pour chaque alternative moteur.
- Un (01) voyant groupe de parc disponible.
- Un (01) voyant alternateur APU déconnecté.

2-P5-13 :

un switch batterie faire fonctionné :

- Un (01) sélecteur rotatif pour génération électrique au courant continue.
- Un (01) sélecteur rotatif pour génération électrique au courant alternative.

Le démarreur /alternateur peut alimenter :

Au sol : quand les recteurs sont à l'arrêt :

- Les deux transfers BUS 1 et 2.
- Le transfert BUS 1 pour le switch (APB) et le relais de ligne (BTB1).
- Le transfert BUS 2 pour le switch (APB) et le relais de ligne (BTB2).

En vol : en cas de panne d'un ou de deux alternateurs moteurs .

Le transfert BUS 1 alimente :

- La main BUS 1.
- Les galleys.
- Le T/R 1.

Le transfert BUS 2 alimente :

- La main BUS2.
- Les galleys.
- Le T/R2
- Le T/R3.

II3.1.3 Fonctionnement

Quand on met le switch principale APU sur position START ce signal va vers l'unité de contrôle électronique (ECU) le switch revient vers la position ON , l'unité de contrôle électronique (ECU) ouvre la vanne carburant quand cette dernier est ouverte son switch de fin de cours ouvre la porte d'entrée d'air (à 7% RPM), à 30%RPM l'unité de contrôle électronique (ECU) étaient le voyant baisse pression d'huile, à 60%RPM l'unité de contrôle (ECU) désexcite la boîte d'allumage, à 70%RPM le démarreur désexcite par l'unité de contrôle électronique (ECU) ce dernier arme l'alternateur et allume le voyant bleu (alternateur APU déconnecté) à 90%RPM , à 100% RPM l'unité de contrôle électronique (ECU) régule la rotation APU.

Quand on met le switch principale sur position OFF, la vanne de soutirage se ferme ,a un temporisation de 60 secondes , l'unité de contrôle électronique (ECU) déconnecte l'alternateur et ferme la vanne carburant , quand cette dernier est fermée , son switch de fin de cours ferme le volet d'entrée d'air et l'APU s'arrêt.

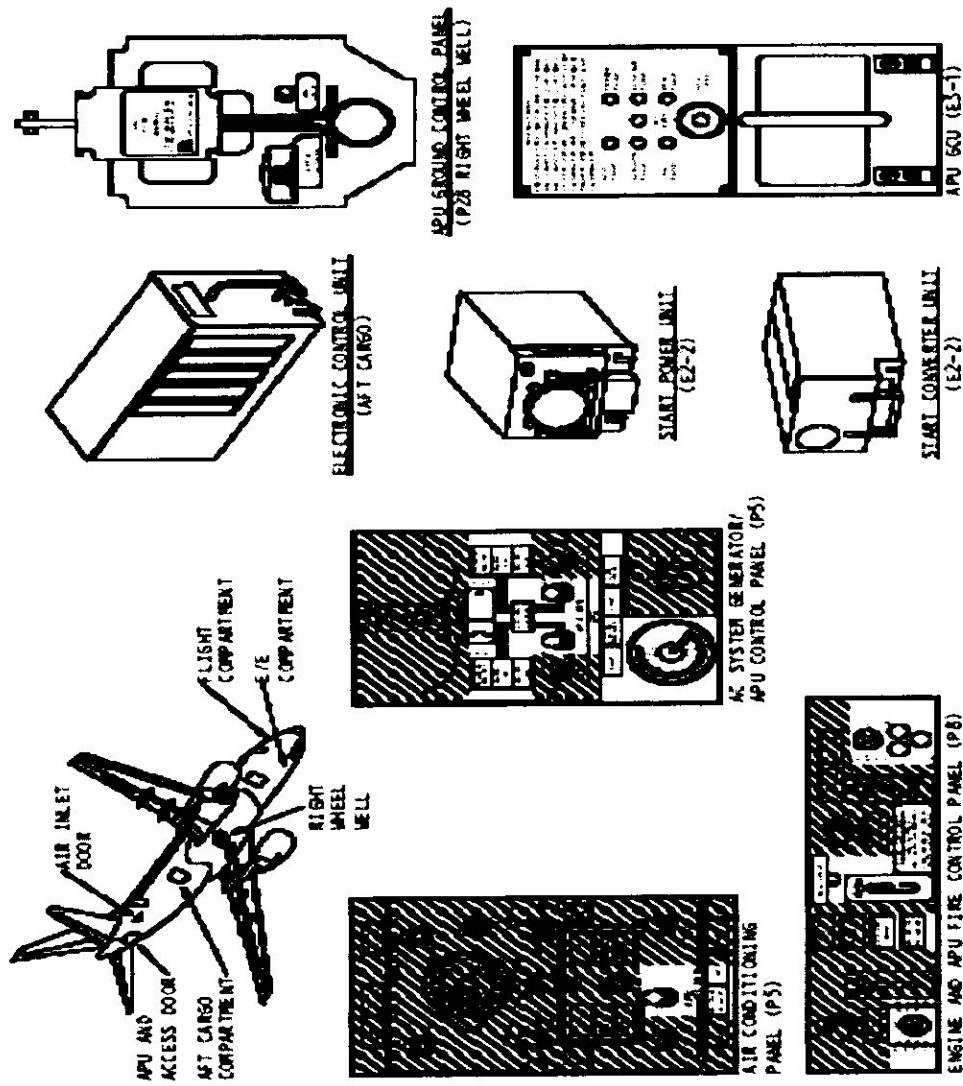


Fig.II-8 : Localisation des composants de circuit de démarrage et d'allumage

II.3.2.circuit de graissage

Le circuit de graissage fournit de l'huile pour la lubrification, le refroidissement et le nettoyage des roulements, de la boîte d'entraînement des accessoires et du démarreur/alternateur.

II.3.2.1.Les différents composants

Le circuit de graissage comprend :

- Une (01) boîte d'entraînement des accessoires qui fait office de réservoir.
- Un (01) séparateur air/huile à l'intérieur du réservoir.
- Un (01) bouchon de remplissage par gravité.
- Un (01) bouchon de remplissage par pression.
- Un (01) bouchon trop plein.
- Un (01) bouchon magnétique.
- Une (01) fenêtre indicatrice de niveau.
- Une (01) transmetteur de quantité d'huile.
- Trois (03) pompes de pression d'huile.
- Quatre (04) pompes de récupération d'huile.
- Un (01) filtre de pression d'huile équipée de by-pass et d'un indicateur de colmatage.

- Un (01) filtre de démarreur/alternateur équipé de by-pass et d'un switch de pression différentielle.
- Un (01) régulateur de pression d'huile.
- Un (01) switch de baisse pression.
- Une (01) sonde de température d'huile.
- Une (01) vanne de contrôle de température.
- Un (01) radiateur d'huile.

A/Régulateur de pression :

Il maintient la pression d'huile entre **60 et 74 PSI**.

B/Clapet de surpression :

Il retourne l'huile vers le retour corps de pompe en cas de surpression afin d'éviter la détérioration des composants du circuit de graissage. Il est taré à **200-280 PSI**.

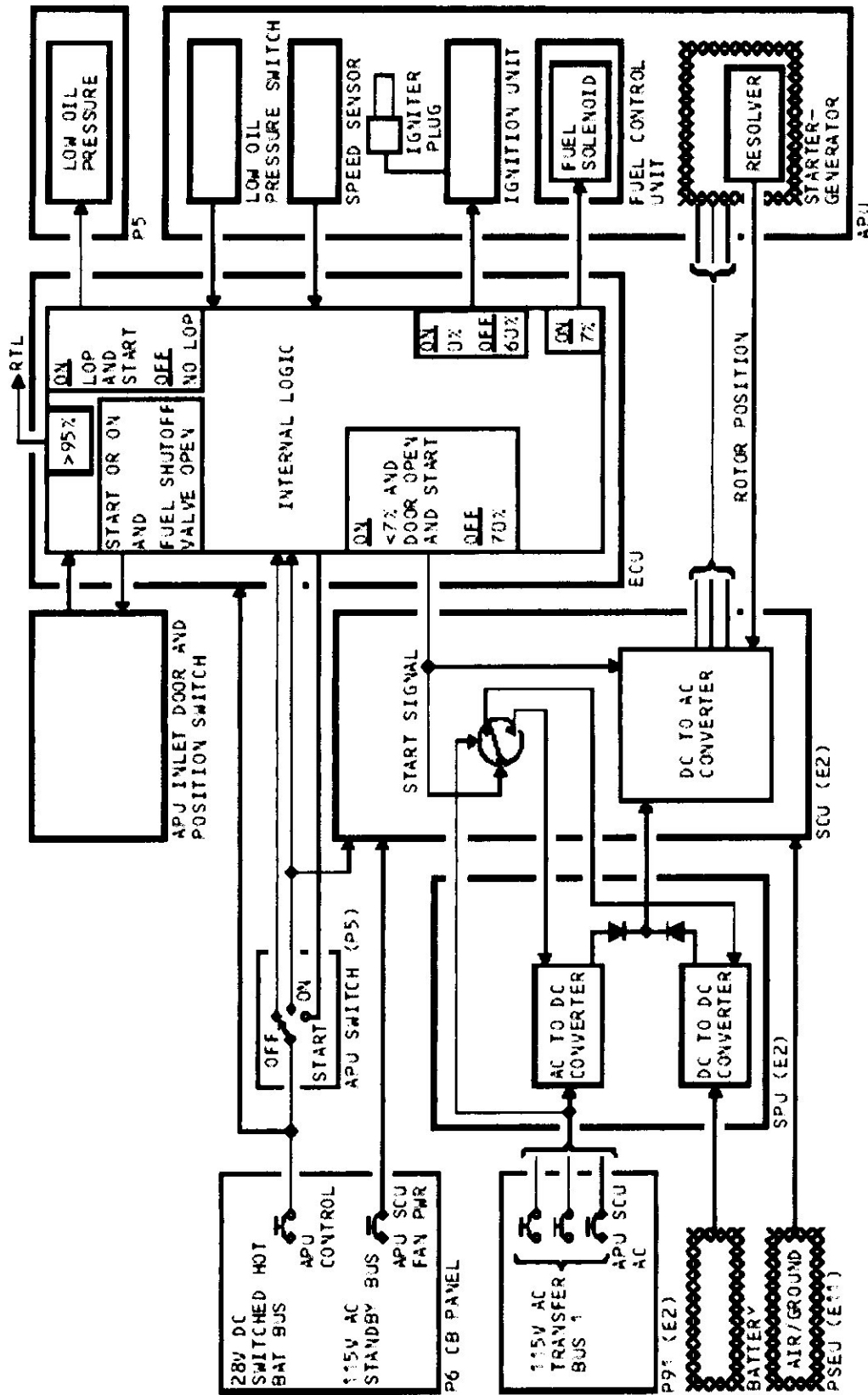


Fig.II-9 : Schéma fonctionnel de système d'allumage et de démarrage

C/La vanne de contrôle de température :

Sa rôle est de contrôle le débit qui passe à travers le radiateur d'huile.

Quand la température d'huile est inférieur à 60°C la vanne de contrôle de température est complètement ouverte l'huile ne passe pas à travers le radiateur d'huile.

Quand la température d'huile est de 78°C on plus la vanne de contrôle de température est complètement fermée l'huile passe à travers le radiateur d'huile.

D/By pas filtre d'huile :

Quand la pression différentielle du filtre d'huile est de 26 à 40 PSID l'indicateur de colmatage apparaît, si la pression différentielle est de 50 à 70 PSID le by-pass s'ouvre.

E/Switch de pression différentielle et by-pass filtre alternateur :

Quand la pression différentielle est entre 30-40PSID pendant 05 secondes, le switch envoie un signal à l'unité de contrôle électronique (ECU) ce dernier arrête l'APU.

F/Sonde de température :

Quand le RPM >95% si ta dire que le température d'huile supérieur à 143 °C l'unité de contrôle électronique (ECU) arrête l'APU.

G/ Radiateur d'huile :

C'est un échangeur air/huile ,l'air de refroidissement d'huile provient de l'extérieur à travers l'orifice de refroidissement par un phénomène de succion l'air est aspiré de l'extérieur passe à travers le radiateur d'huile puis est évacué à l'extérieur dans le conduit d'échappement , le radiateur d'huile est équipé d'un by-pass taré à 50 PSIA.

H/Bouchon magnétique :

Le bouchon magnétique de l'APU est localisé sur le cote avant bas de la boite d'entraînement des accessoires.

I/Vérification du niveau d'huile :

La vérification du niveau d'huile se fait :

- Soit directement sur le réservoir d'huile.
- Soit sur l'écran d'affichage (CDU)

J/Remplissage d'huile :

Le remplissage d'huile se fait quand l'APU est à l'arrêt, l'huile de graissage utilisée par la compagnie AIR ALGERIE est MOBIL JETOILTL, La température de cette huile varie entre -40°C et 54°C.

II.3.2.2 Fonctionnement

L'huile du réservoir va vers les trois (03) pompes de pression ,passe à travers le régulateur de pression d'huile puis vers le filtre de pression d'huile et le filtre de démarreur/alternateur pour aller lubrifier , refroidir et nettoyer les roulements ,le d démarreur/alternateur et la boîte d'entraînement des accessoires .

Si la température d'huile est basse la vanne de contrôle de température se ferme et l'huile ne passe pas à travers le radiateur.

Si la température d'huile est élevée la vanne de contrôle de température s'ouvre, permettant à l'huile de passer à travers le radiateur afin d'être refroidie.

Après la lubrification les quatre (04) pompes de récupération récupèrent l'huile qui à était utilisée et la renvient vers le réservoir.

II.3.3.Circuit carburant

Le circuit carburant de l'APU est utilisé pour :

- L'alimentation et la régulation du débit carburant des dix (10) injecteurs de la chambre de combustion à tous les régimes (démarrage, accélération et régime stabilisé).
- L'alimentation du vérin des aubes mobiles régulatrices du débit d'air (IGV).
- L'alimentation du vérin de la vanne de décharge.

II.3.3.1.Les différents composants

Le circuit carburant est constitué :

- D'un (01) régulateur carburant (FCU).
- Un (01) solénoïde du diviseur de débit.
- Un (01) diviseur de débit.
- Une (01) rampe carburant primaire.
- Une (01) rampe carburant secondaire.
- Dix (10) injecteurs duplex (primaire/secondaire).

A/Régulateur carburant FCU :

Le régulateur carburant ajuste le débit carburant vers les dix (10) injecteurs et règle la phase de démarrage d'accélération, et la régulation de la vitesse de rotation en charge, en outre le régulateur carburant fournit du carburant sous haute pression aux vérins hydrauliques :

- Des aubes mobiles régulatrices du débit d'air (IGV).
- De la vanne de décharge.

Le régulateur carburant est monté sur la boîte d'entraînement des accessoires, il est installé sur l'ensemble des pompes à l'huile.

B/-Solénoïde du diviseur de débit :

Il permet d'empêcher que le carburant alimente les injecteurs secondaires dans les conditions anormales de fonctionnement.

Le solénoïde du diviseur de débit ferme entre 7% et 30% RPM, empêchant ainsi le carburant d'alimenter les injecteurs secondaires afin d'éviter l'extinction de la flamme lors du démarrage APU.

Le solénoïde du débit ouvre entre 30% et 40% RPM afin d'alimenter les injecteurs secondaires.

C/-Diviseur de débit :

Il permet de scinder le carburant pour alimenter les injecteurs primaires et secondaires .

D/-Rampes carburant :

Il y'a deux (02) rampes carburant :

- Rampe carburant primaire pour acheminer le carburant vers les injecteurs primaires.
- Rampe carburant secondaire pour acheminer le carburant vers les injecteurs secondaires.

E/-Injecteurs :

La chambre de combustion est équipée de dix (01) injecteurs duplex (primaires/secondaires) :

- Un (01) filtre des injecteurs primaires.
- Un (01) filtre des injecteurs secondaires.

II.3.3.2.Fonctionnement

L'alimentation de l'APU en carburant se fait à partir de réservoir N °1 de l'avion (aile gauche).

Le réservoir gauche est équipé de :

- Deux pompes électriques alternatives (115 VAC).

- D'une pompe électrique continue (28 VDC).

Si les pompes électriques alternative sont à l'arrêt la pompe électrique continue se déclenche automatiquement pour alimenter l'APU.

Si les pompes électriques alternatives (115 VAC) sont en marche la pompe électrique continu est à l'arrêt.

Le carburant est transfert à travers la pompe carburant haute pression après il passe par le filtre haute pression, vers le galet doseur en suite vers la vanne solénoïde carburant puis vers le diviseur de débit pour en suite alimente les injecteurs primaires et secondaires.

II.3.4.Circuit d'air:

Le circuit d'air de soutirage APU alimente le collecteur pneumatique de l'avion pour :

- Le démarrage réacteur.
- Le conditionnement d'air.

II.3.4.1.Les différents composants :

Le circuit d'air comprend :

- Un (01) compresseur de prélèvement de charge.
- Des aubes mobiles régulatrices de débit d'air .
- Un (01) vérin des aubes mobiles régulatrices de débit d'air.
- Une (01) vanne de soutirage.
- Capteur de pression (Pt, ΔP , P2).
- Une (01) vanne de décharge.

A/-Compresseur de prélèvement de charge :

Le compresseur de prélèvement de charge est un compresseur centrifuge à un étage ,il est entraîné par turbine.

B/-Aubes mobiles régulatrices de débit d'air :

Les aubes mobiles régulatrices de débit d'air (IGV) sont montées autour compresseur de prélèvement de charge, elles sont fermées à 15° et complètement ouvertes à 115° .Des mobiles régulatrices de débit d'air sont fermées durant l'accélération et tant qu'il n'y à pas de demande de soutirage.

Elles sont au nombre de seize (16) et commandées par un vérin électrohydraulique qui est commandé par l'unité de contrôle électronique (ECU).

C/-Vérin des aubes mobiles régulatrices de débit d'air :

Il est monté sur le coté du compresseur, il est commandé par l'unité de contrôle électronique (ECU).

D/-Vanne de soutirage :

Elle est localisée sur le côté avant de l'APU c'est une vanne électropneumatique, la vanne de soutirage est commandée par un switch de soutirage localisé au cockpit panneau supérieur P5.

Quand le switch de soutirage est sur position :

Marche :

L'unité de contrôle électronique (ECU) ouvre la vanne de soutirage excitante le solénoïde la vanne de soutirage, elle ne s'ouvre que si le RPM est supérieur à 95%.

La vanne de soutirage est fermée durant la phase d'accélération et tant qu'il n'y à pas de demande de soutirage.

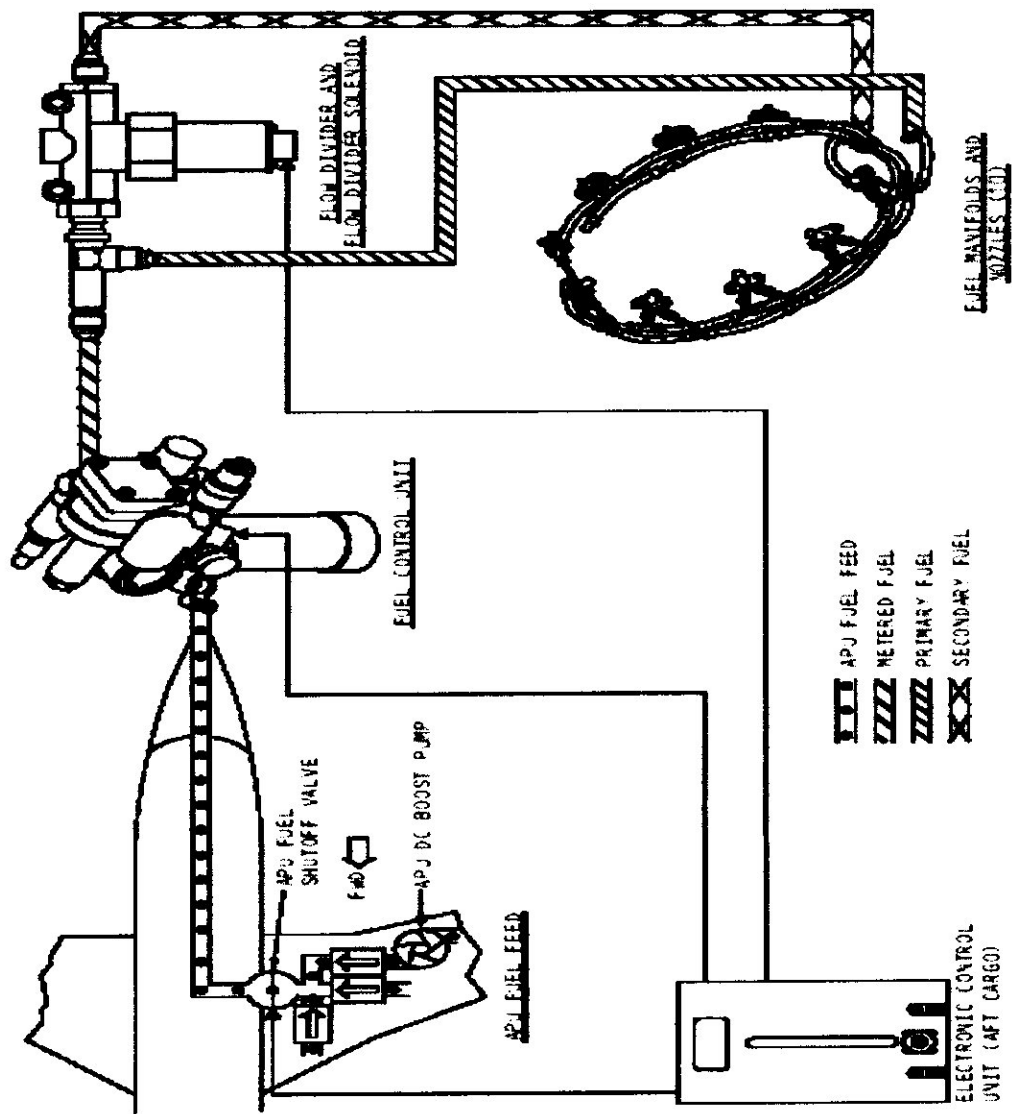


Fig. II-10 : Circuit carburant

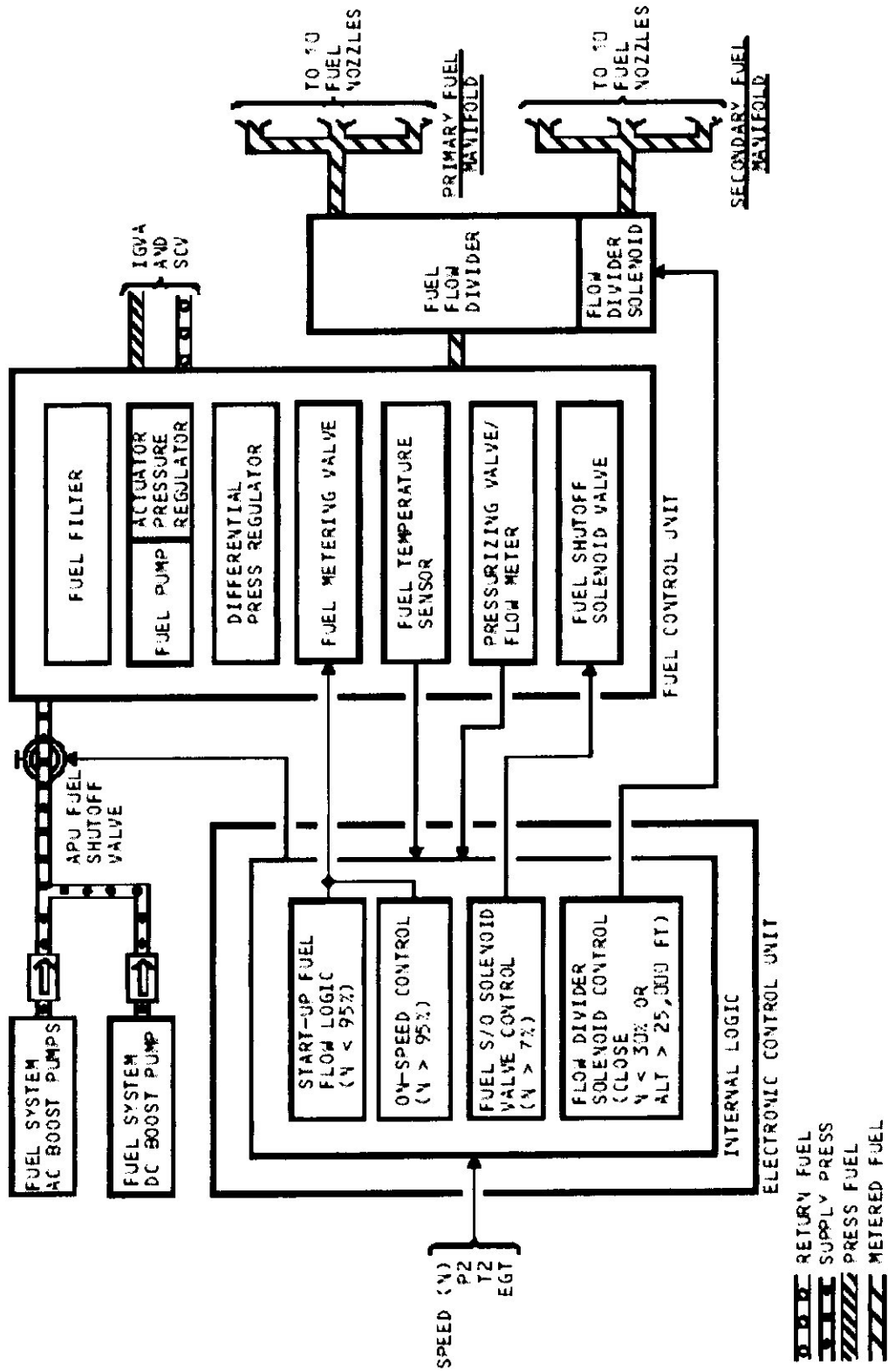


Fig. II-11 : Schéma fonctionnel de circuit de carburant

Arrêt :

L'unité de contrôle électronique (ECU) ferme la vanne de soutirage en désactivant le solénoïde.

E/-Capteur de pression :

Trois (03) capteurs de pression sont montés :

*P2 à l'entrée de l'APU.

*Pt et ΔP au-dessus de la vanne de décharge.

Ces capteurs mesurent les pressions du compresseur de prélèvement de charge et les convertissent en signaux électriques pour en fin les envoyer vers l'unité de contrôle électronique (ECU).

F/-Vanne de décharge :

Elle est localisée sur le côté droit de la conduite de décharge, elle évite le pompage du compresseur de prélèvement de charge. La vanne de décharge est commandée par l'unité de contrôle électronique (ECU).

II.3.4.2.Fonctionnement :

L'APU est équipé d'un compresseur de prélèvement de charge séparé qui est capable de fournir de l'air sous pression au système pneumatique, l'air est aspiré au travers d'un volet d'entrée d'air, arrive dans la chambre de tranquillisation puis s'écoule vers le compresseur de prélèvement de charge via les aubes mobiles régulatrices du débit d'air (IGV).

A l'aide de ces aubes mobiles le débit du compresseur de charge est adapté aux besoins pneumatiques de l'avion.

Le système pneumatique de l'avion est lié à l'APU par la vanne de soutirage pour protéger le compresseur de prélèvement de charge contre le pompage une vanne de décharge est prévue cette vanne si elle est gradient de pression dans le compresseur pour empêcher le pompage.

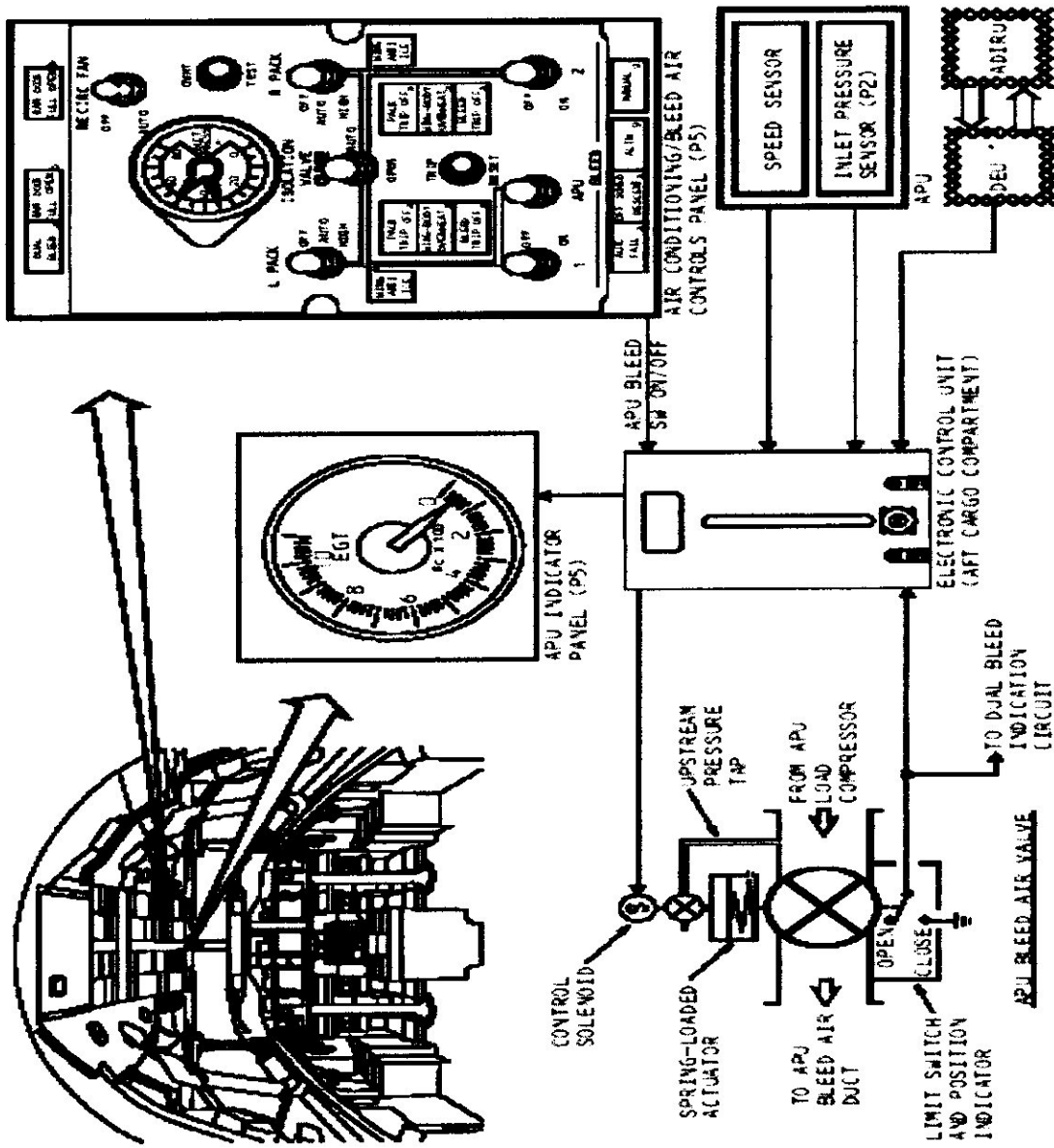


Fig.II-12 : Schéma fonctionnel de circuit de car d'air

II.4.L'unité de contrôle électronique (ECU) :

L'unité de contrôle électronique (ECU) est un microprocesseur électronique digital. il localisé dans la soute arrière ,le rôle de l'ECU est de commandé ,contrôlé et surveiller tout les système. Il assurer les fonctions suivantes :

- Il commande :
 - De prélèvement de charge.
 - Et contrôle sous les systèmes d'APU.
 - La séquence d'arrêt normale de l'APU.
 - La séquence d'arrêt automatique de protection (19arrêt automatiques de protection).
- La commande de la séquence de démarrage.
- La commande de la séquence de l'accélération.
- La commande e la vitesse nominale.
- La commande de la régulation de la vitesse de rotation.
- La contrôle des paramètres (N,EGT) et leur transmission à l'écran d'affichage (CDU) situé au poste de pilote.
- Il affiche les informations et les pannes APU au niveau de l'écran d'affichage (CDU).
- Il envoie les données APU au module de mémoire (DDM).

II.4.1.Alimentation de l'unité de contrôle électronique (ECU) :

L'unité de contrôle électronique est alimenté électriquement **28VDC** à partir de la **SWITCHED KOT BATTERY BUS** (BUS BATTERIE CHAUDE).

A /-Signaux venant des systèmes avion vers l'unité de contrôle électronique

L'unité de contrôle électronique (ECU) reçoit un nombre de signaux en provenance des systèmes avions.

Ces signaux sont :

- Groupe de conditionnement ON/OFF.
- Indication AIR/SOL.
- Modèle avion.
- Arrêt automatique en cas de feu.
- Alimentation du système de test incorpore à l'équipement (BITE).
- Commande de soutirage d'air.

- Switch feu APU.
- Position de la vanne carburant.
- Position de la porte de entrée d'air.
- Signal d'arrêt d'APU (OFF).
- Signal de la mise en marche APU (ON).
- Signal de la démarrage APU (START).
- Signal de démarrage réacteurs.
- APU coupe feu.
- Charge alternateur.

B-Singaux venant de l'APU vers l'unité de contrôle électronique

L'unité de contrôle électronique (ECU) reçoit un nombre de signaux en provenance de l'APU ,ces signaux sont :

- Température à l'entrée APU (T2).
- Position de la vanne de soutirage.
- Panne APU.
- Mémoire de données APU.
- Signal de la pression dynamique(AP).
- EGT.
- Switch de pression différentielle.
- Panne APU.
- Mémoire de données APU.
- Signal de la pression dynamique(AP).
- Débitmètre (quantité carburant).
- Température carburant .
- Position des aubes mobiles régulatrices de débit d'air (IGV).
- Pression à l'entrée APU (P2).
- Switch de baisse de pression d'huile.
- Quantité d'huile.
- Température d'huile.
- Pression d'huile.
- Position de la vanne de décharge.
- Deux (02) capteurs de décharge.
- Pression totale.
- Sondes de température des gaz d'échappement (thermocouple EGT) .

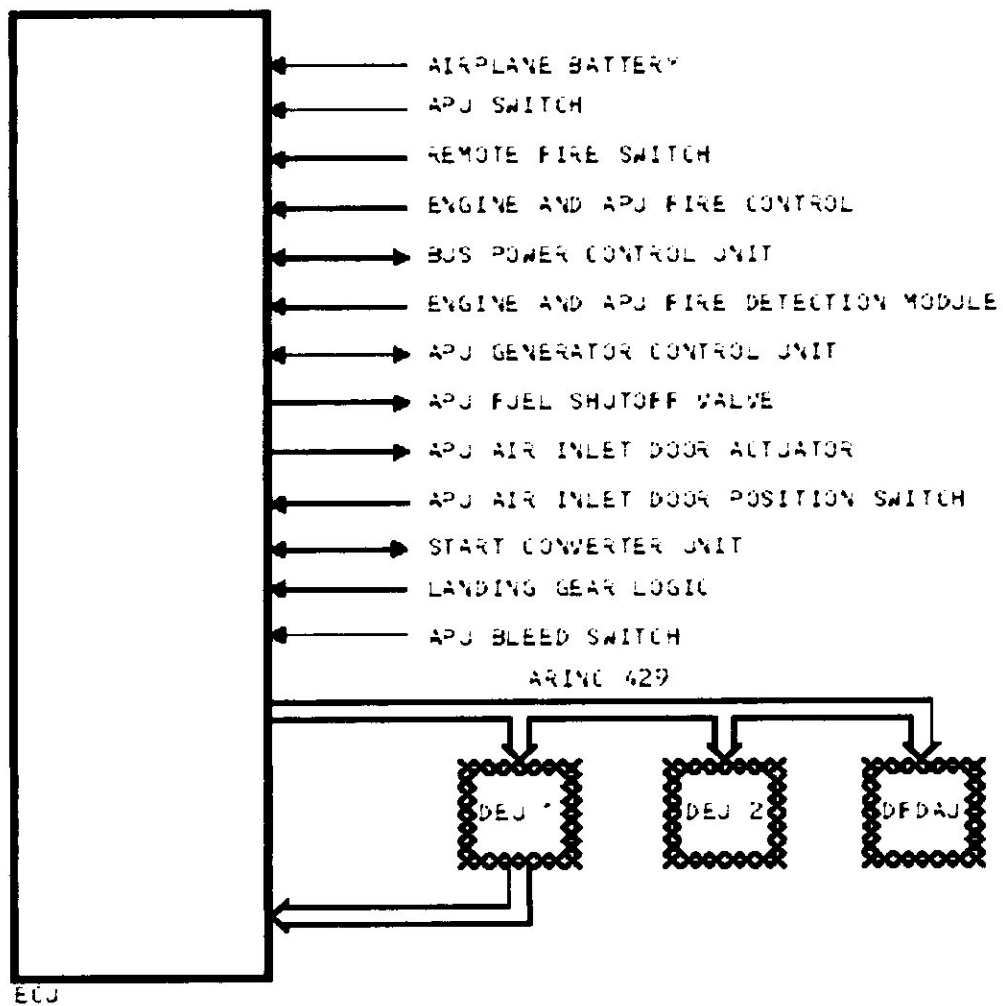


Fig. II-13 : Interface de l'ECU

L'unité de contrôle électronique (ECU) envoie les données APU au calculateur de gestion vol à travers la **BUS ARNIC 429**.

Le calculateur de gestion de vol affiche les informations APU sur l'écran d'affichage (CDU) :

- Numéro de série de l'APU.
- Numéro de série ECU.
- Pannes APU.
- Donnés de maintenance.
- Page d'état APU.
- quantité d'huile.

C- Signaux venant de l'unité de contrôle électronique vers l'APU

L'unité de contrôle électronique envoie des signaux vers l'APU ,ces signaux sont :

- vanne de soutirage.
- Voyant APU disponible.
- Galet doseur .
- Vanne solénoïde carburant.
- Solénoïde du diviseur de débit carburant.
- Boîte d'allumage.
- Vérin des aubes mobiles régulatrices de débit d'air (IGV).
- Vanne de décharge.

Vanne de soutirage :

Elle est localisé sur le cote avant de l'APU c'est une vanne électropneumatique ,elle est commandée par un switch de soutirage localisé au cockpit panneau supérieur P5.

Galet doseur :

La carburant venant de la pompe haute pression est envoyé au galet doseur dans celui ci la quantité carburant est dosée en fonction conditions de fonctionnement.

Le galet doseur est commandée par l'unité de contrôle électronique (ECU) à travers une électrohydraulique servo vanne.

Vanne solénoïde carburant :

La vanne solénoïde carburant contrôle le débit carburant en provenance du galet doseur ,elle est conçue de façon à tomber en panne en position fermée lors du démarrage APU, l'unité de contrôle électronique (ECU) excite la vanne solénoïde carburant a 7%RPM pour l'ouvrir lors de l'arrêt APU. L'unité de contrôle électronique (ECU) désexcites la vanne solénoïde carburant pour la fermer.

Solénoïde du diviseur de débit carburant :

Il est commandé par l'unité de contrôle électronique (ECU) entre 7% et 30%RPM l'unité de contrôle électronique (ECU) maintient le solénoïde du diviseur de débit fermé ,empêchant ainsi le carburant d'alimenter les injecteurs secondaires afin d'éviter l'extinction de la flamme lors de démarrage APU.

Entre 30% et 40% RPM l'unité de contrôle électronique(ECU) ouvre le solénoïde du diviseur de débit afin d'alimenter les injecteurs secondaires, l'ECU utilise les paramètres P2et T2 (pression et température à l'entrée de l'APU) et la vitesse de l'APU pour commander le solénoïde du diviseur de débit.

Vérin des aubes mobiles régulatrices de débit d'air :

Il est monté sur le coté droite du compresseur il comprend :

- Une (01) prise électronique.
- Un (01) transmetteur linéaire de déplacement variable (LVDT).
- Un (01) vérin.
- Une (01) tuyauterie d'alimentation carburant .
- Un (01) drain.

Le vérin des aubes régulatrices de débit d'air (IGV) est commandé par l'unité de contrôle électronique (ECU).

Vanne de décharge :

Elle évite le pompage du compresseur de prélèvement de charge, elle est localisé sur le côte droite de la conduite de décharge .

Elle est commandée par l'unité de contrôle électronique (ECU).

D- Signaux venant de l'unité de contrôle électronique vers les systèmes avion

L'unité de contrôle électronique (ECU) envoie des signaux vers les système avions ces signaux sont :

- Indication EGT.
- Voyant FAULT (ambre).
- Voyant baisse de pression d'huile (ambre).
- Voyant maintenance (bleu).
- Voyant sur vitesse (ambre).
- Voyant APU disponible (bleu).
- Vanne carburant.
- Porte d'entrée d'air .
- Commande de démarrage.

- Commande de délestage de la charge électrique.

L'unité de contrôle électronique (ECU) à Un programme de test qui opère selon les modes suivants :

***-MODE BITE (système de test incorporé à l'équipement).**

***-MODE SURVEILLANCE.**

Il à la capacité de mémoriser 99 pannes II-5-2-ARRETS DE L'APU :

L'unité de contrôle électronique (ECU) à deux (02) systèmes d'arrêt l'APU :

***-logiciel d'arrêt normal**

***- logiciel d'arrêt automatique.**

A-Logiciel d'arrêt normal

L'arrêt normale de l'APU est obtenu quand on met le switch APU sur position OFF (ARRET).

L'unité de contrôle électronique (ECU) :

- Ferme la vanne de soutirage.
- Ferme la vanne carburant.
- Ferme la porte d'entrée d'air.
- Désexcite l'alternateur.
- Ferme la vanne solénoïde carburant.

B-Logiciel d'arrêt automatique

L'unité de contrôle électronique (ECU) peut arrêter l'APU dans le cas ou le fonctionnement de l'APU est anormale , ce qui peut causer un danger de détérioration . cet arrêt là est appelé arrêt automatique de protection.

L'unité de contrôle électronique (ECU) peut arrêter l'APU dans dix-neuf (19) cas d'arrêt automatique de protection .

Dix-sept (17) cas d'arrêt automatique de protection sont associés au voyant ambre FAULT .

Les arrêts automatiques sont :

- Vanne carburant.
- Perte d'alimentation électrique continue.
- Feu.
- ECU défaillant.
- Porte d'entrée.
- Surchauffe entrée d'air.
- Perte de signal EGT.

- Perte de signal de rotation .
- Pas d'accélération.
- Pas de rotation.
- Pas de flamme.
- Pompage.
- Capteur défaillant.
- Colmatage filtre d'huile.
- Surchauffe d'huile.
- Surchauffe.
- Sure vitesse.

Un arrêt automatique de protection est associé au voyant ambre baisse de pression d'huile.

Un arrêt automatique de protection est associé au voyant ambre survitesse.

Perte d'alimentation électrique continue :

Si l'unité de contrôle électronique (ECU) n'est pas alimentée électriquement pendant plus de 50 millisecondes.

Feu :

Si une des poignées coupe feu APU est tirée.

Si le système de détection incendie détecte un feu APU.

Unité de contrôle électronique (ECU) :

Si un des composants de l'unité de contrôle électronique (ECU) est défaillant.

Porte d'entrée d'air :

Si l'unité de contrôle électronique (ECU) ne reçoit pas le signal d'ouverture du volet d'entrée d'air pendant 30 secondes après la commande.

Si il y a perte de signal d'ouverture du volet d'entrée d'air pendant un (01) seconde après que le RPM est supérieur à 7%.

Surchauffe d'entrée d'air :

Si la température à l'entrée compresseur est supérieur à 180°C pendant trois (03) secondes.

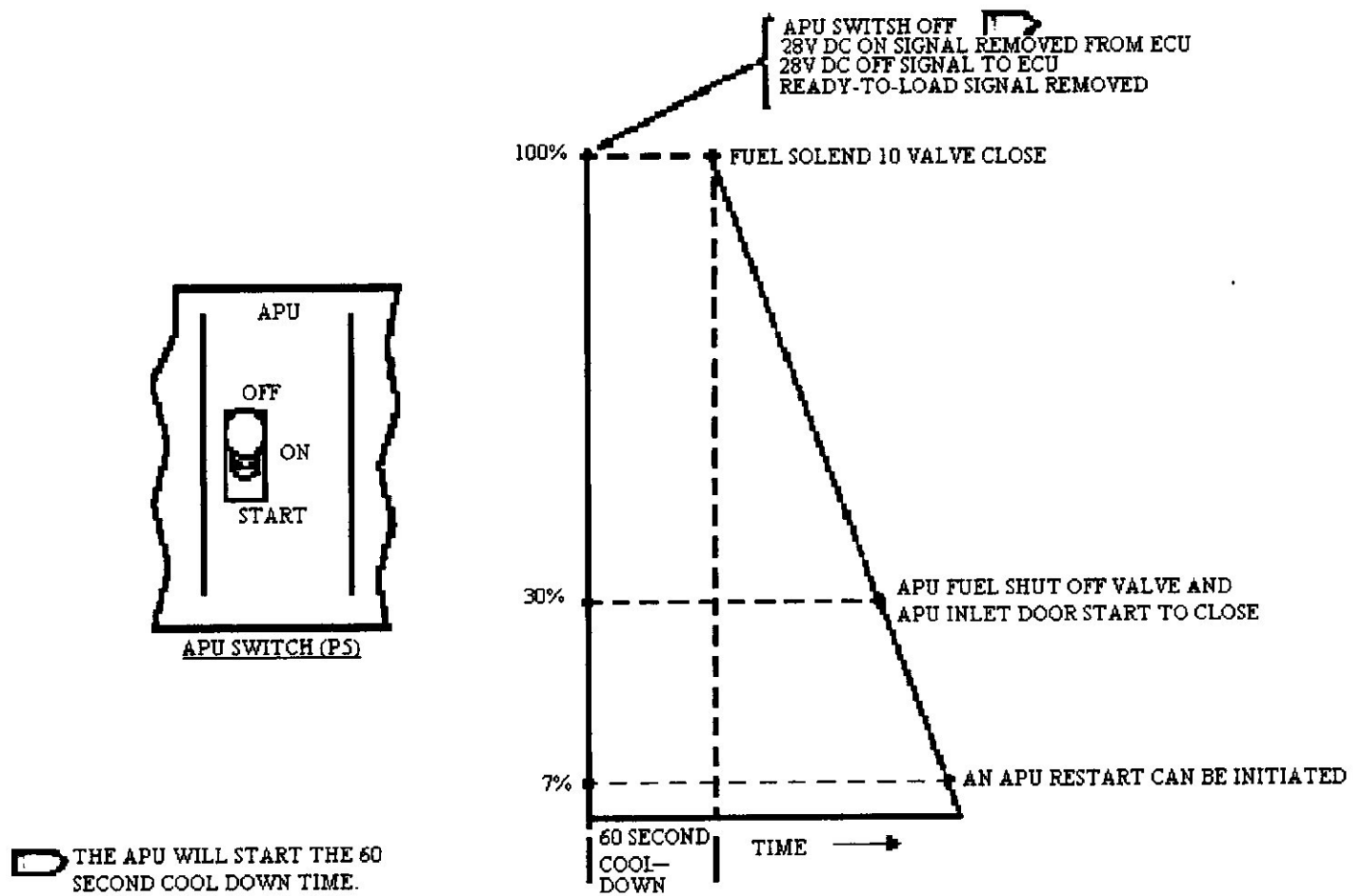
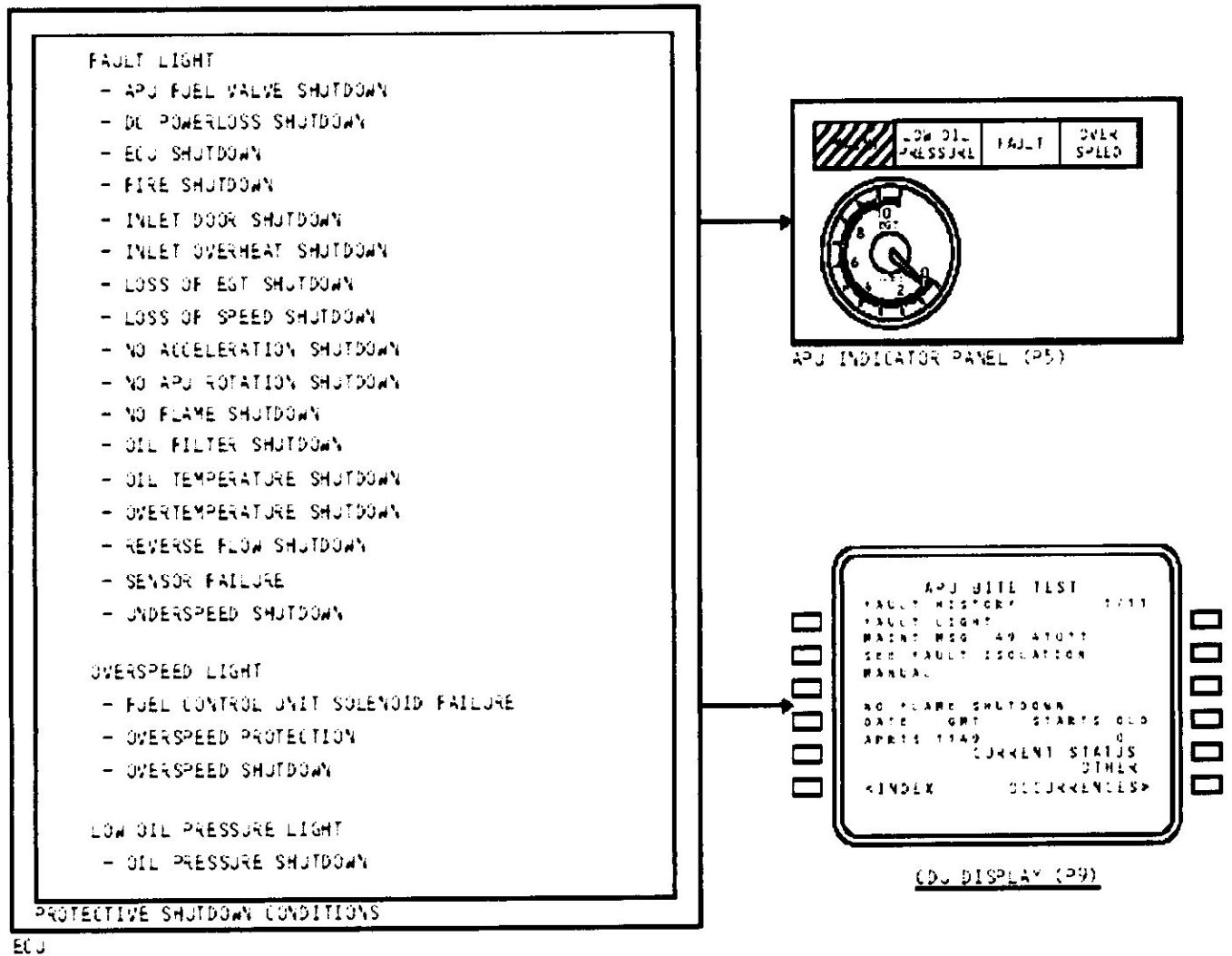


Fig. II-14 :Séquences d'arrêt normal



FigII-15 :L'arrêt automatique de protection

Perte de thermocouples :

Si les deux (02) thermocouples sont défaillants.

Perte de capteur de vitesse :

Si les deux (02) capteurs de vitesse sont défaillants.

Pas d'accélération :

Après l'allumage et avant 95% RPM si l'accélération est inférieure à 0,2% par seconde pendant 1,25 secondes.

Pas de rotation :

Si la vitesse est inférieure à 7%, 20secondes après que l'unité de contrôle électronique (ECU) a donné le signal de démarrage au convertisseur de démarrage (SCU).

Pas de flamme :

Si l'EGT est inférieure à 149°C, 20secondes après que l'unité de contrôle électronique (ECU) ouvre la vanne solénoïde carburant.

Pompage :

Si le débit d'air du compresseur de prélèvement de charge décroît approximativement à zéro pendant 06 secondes.

Capteur défaillant :

- Si le capteur de température à l'entrée (T2) défaillant.
- Si la sonde de température d'huile défaillant.
- Avion au sol.

Colmatage filtre d'huile :

- Température d'huile supérieur à 38°C.
- Réacteurs à l'arrêt pendant plus de 90 secondes.
- Avion au sol.
- Filtre démarreur /alternateur colmaté pendant plus de 5 secondes.

Surchauffe :

Vitesse de rotation supérieure à 95%,température des gaz d'échappement excessive.

Sous vitesse :

- Accélération APU est inférieure à 0,5% par seconde.
- Vitesse APU inférieure à 85%.

Si ces deux (02) conditions existent pendant 10 secondes.

Survitesse :

Si la vitesse APU est supérieure à 106% ,l'unité de contrôle électronique (ECU) fais un arrêt automatique de protection avec les indications suivantes :

- Voyant survitesse s'allume ambre sur le panneau supérieur P5.
- Voyant avertisseur de défaut s'allume ambre sur le panneau P7.

Baisse de pression d'huile :

Pression d'huile est basse (30-40PSI) pendant 20 secondes l'unité de contrôle électronique (ECU) initie un arrêt automatique de protection avec les indications :

- Voyant baisse de pression d'huile s'allume ambre au panneau P5.
- Voyant avertisseur de défaut s'allume ambre sur le panneau P7.

II.5.Systeme d'indication**II.5.1.Les différents composants**

Le système d'indication de l'APU se compose de :

- Un (01) indicateur EGT.
- Un (01) voyant maintenance.
- Un (01) voyant baisse de pression d'huile.
- Un (01) FAULT.
- Un (01) voyant survitesse .
- Un (01) voyant APU disponible.
- Ecran d'affichage voltage batterie APU .
- Ecran d'affichage (CDU).
- Détection incendie.

A/Indicateur EGT :

Il est localisé dans le cockpit sur le panneau supérieur P5 il comprend :

- Une (01) aiguille indicatrice de la température de gaz de échappement.
- Une (01) graduation de 0 à1100°C .

B/-Voyant de maintenance :

Ce voyant s'allume bleu pour indiquer une baisse de quantité d'huile dans le réservoir .il est localisé au cockpit sur le panneau supérieur P5, il est alimenté en 28VDC.

C/-Voyant baisse de pression d'huile :

Il est localisé au cockpit sur le panneau P5, il s'allume ambre quand :

- Lors du démarrage et s'éteint à **30% RPM**.
- Quand il y a un arrêt automatique de protection et il s'éteint à **30% RPM**.

D/-Voyant FAULT :

Il est localisé au cockpit panneau supérieur P5 il s'allume ambre dans les dix-sept (17) cas d'arrêt automatique de protection, ils s'éteignent à **30% RPM**.

E/-Voyant de survitesse :

Il est localisé au cockpit panneau supérieur P5 il s'allume bleu quand il y a survitesse, il est alimenté en **28VDC**.

F/-Voyant APU disponible :

Il est localisé au cockpit panneau supérieur P5 il s'allume bleu quand la vitesse de rotation de l'APU atteint **95% RPM**. Ce qui indique que l'APU est disponible à donner de :

- Energie électrique.
- Energie pneumatique.

Il est alimenté en **28 VDC**.

G/-Ecran d'affichage de voltage :

Cet écran est situé au cockpit panneau supérieur P5 qui permet d'afficher le voltage de la batterie APU quand le sélecteur est mis sur batterie APU.

H/-Ecran d'affichage (CDU) :

Cet écran est situé au cockpit panneau P2, il permet d'afficher les données APU, le **BITE TEST** comprend :

- **CURRENT STATUS.**
- **FAULT HISTORY.**
- **MTENANCE HISTORY.**
- **IDENT/CONF.**
- **INPUT MONITORING (REAL TIME DATA).**
- **OIL QUANTITY.**

L'écran est alimenté en **115VAC** à partir du bus de transfert AC.

I/-Détection incendie :

Le système de détection APU permet de détecter l'incendie APU. Ce système comprend :

- Une (01) poignée coupe feu au cockpit panneau P8.
- Une (01) bouteille extincteur localisé dans le logement APU.
- Une (01) boucle de détection incendie.
- Un (01) bouton de test incendie.
- Un (01) bouton de test du système de percussion bouteille.
- Un (01) voyant (APU DET INOP).
- Une (01) sonnerie et un bouton pour arrêter la sonnerie.

Au logement train principal droit panneau P28, on trouve :

- Un (01) poignée coupe feu.
- Une (01) sonnerie.
- Un (01) bouton pour arrêter la sonnerie.
- Un (01) switch de percussion.

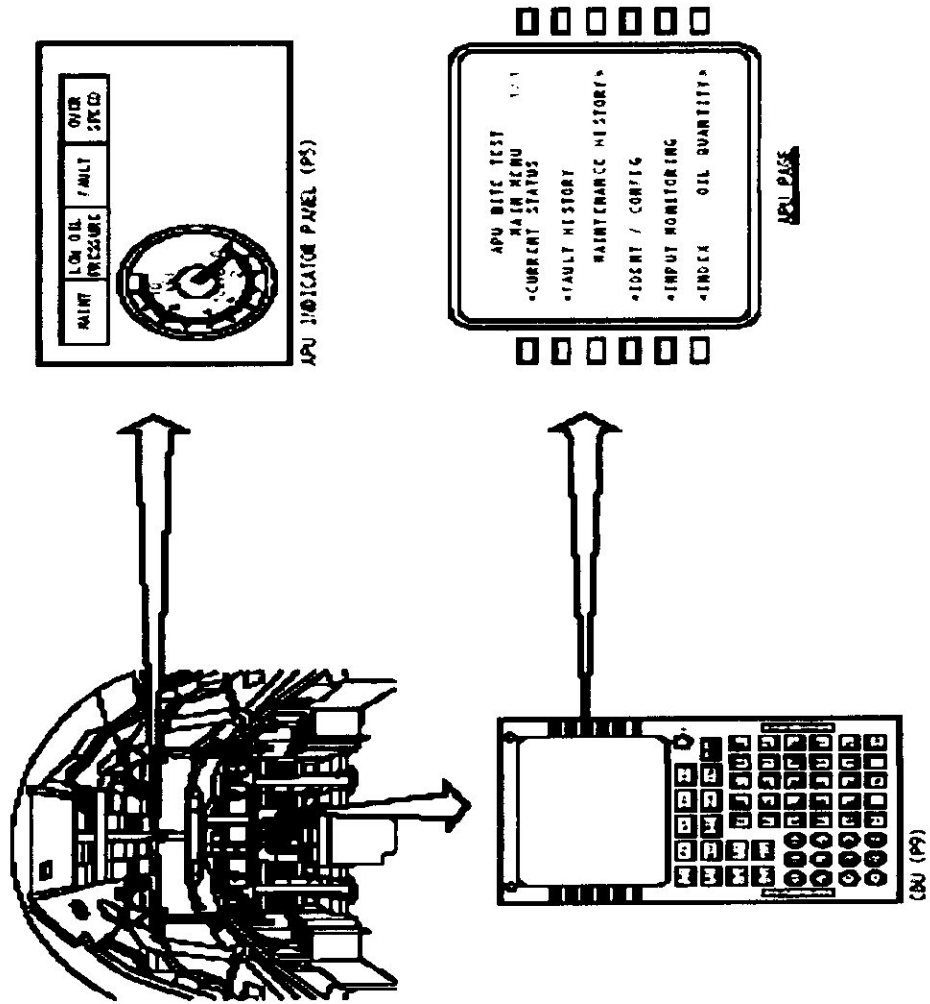


Fig. II-17 : Système d'indication



Chapiter III

Les servitude alimentées par l'APU GTCP 131-9B.

L'APU alimente les servitudes :

- ELECTRIQUE.
- PNEMATIQUE.

III.1.Servitudes électriques :

III.1.1.Generalités :

L'alimentation électrique 115V/400Hz de l'avion est normalement fournie en vol par deux alternateurs à entraînement intégré IDG (INTGRATED DRIVE GENERATOR). Chaque réacteur entraîne un alternateur par l'intermédiaire du boîtier d'accessoires.

Un troisième alternateur entraîné par l'APU peut remplacer l'un quelconque, ou les deux alternateurs principaux. Ils alimentent le réseau de distribution alternatif.

Au sol, l'avion peut être alimenté à partir de groupe de parc ou à partir de l'alternateur de l'APU.

Il n'y a pas de couplage entre les différentes sources alternatives.

Les caractéristiques électriques des sources alternatives sont :

- Alimentation triphasée+neutre à la masse.
- Tension entre phases et neutre 115V.
- Fréquence 400Hz.
- Puissance nominale des alternateurs 90KVA.

La génération électrique 28V continue est fournie par trois transformateurs redresseurs, en cas de panne de génération électrique alternative, deux batteries et un convertisseur de secours permettent d'alimenter les servitudes nécessaires à la conduite de l'avion.

III.1.2.Organisation du réseau de distribution :

L'APU par l'intermédiaire de son alternateur peut alimenter les réseaux de bord électrique d'avion au sol jusqu'à une altitude de 12500m (41000 pieds).

Le générateur électrique du Boeing 737-800 NG est composé de :

- DISTRIBUTION ALTERNATIVE.
- DISTRIBUTION CONTINUE.

III.1.2.1.Distribution alternative (115V/400Hz) :

Le circuit de distribution alternative est constitué des réseaux classiques :

- Transfer Bus 1 and 2 Barre Transfert 1 et 2.
- Main Bus 1 and 2 Barre Principal 1 et 2.

Galley Bus.

- Ground Service Bus 1 and 2.
- AC standby bus.

L'IDG N°1: alimente le circuit de distribution N°1, il est composé de:

- TRANSFER BUS 1.
- MAIN BUS 1.
- GALLEY.
- GND SERVICE BUS1.

L'IDG N°2: alimente le circuit de distribution N°2, il est composé de:

- TRANSFERT BUS 2.
- MAIN BUS 2.
- GALLEY.
- GND SERVICE BUS 2.

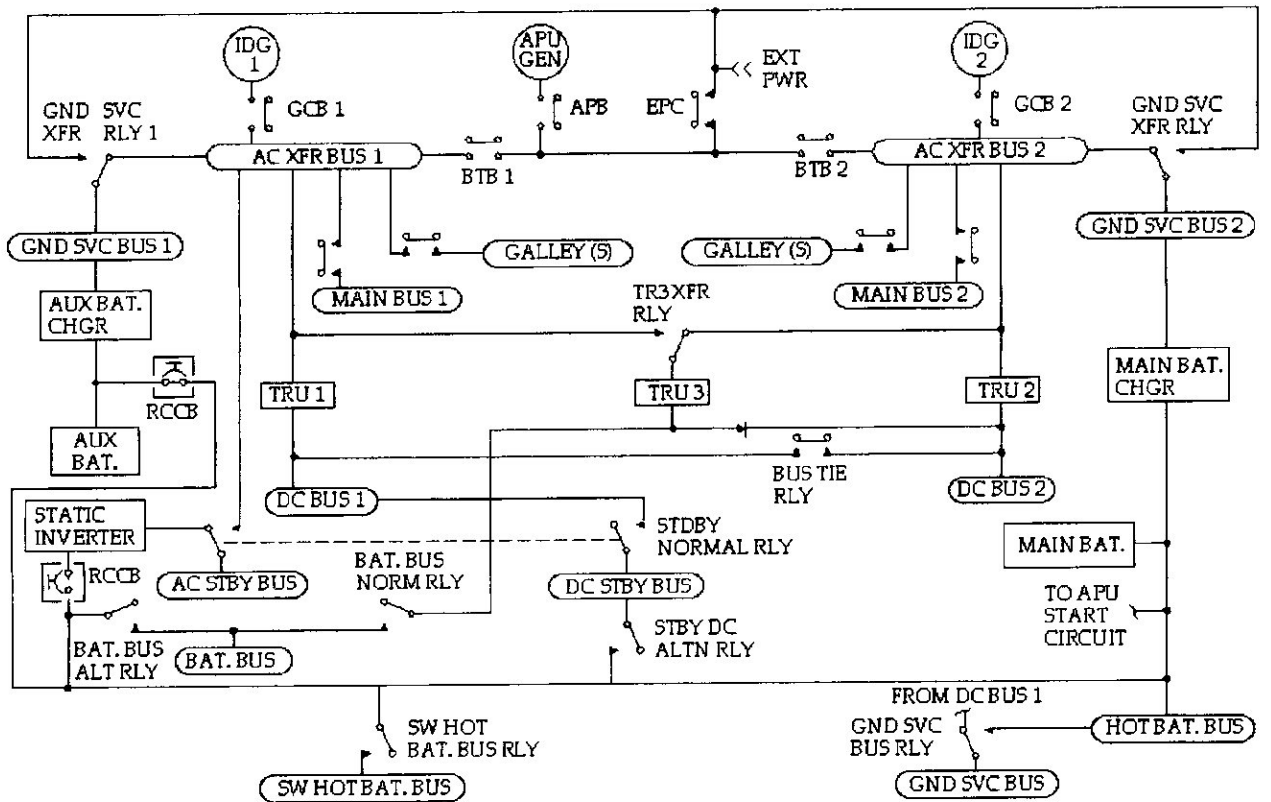


Fig.III-1 : Distribution de la génération électrique

III.1.2.2. Distribution continues (28V):

La distribution continue 28V DC est constituée des réseaux suivants:

- DC bus 1.
- DC bus 2.
- DC standbay bus.
- Battery bus.
- Hot battery bus.
- Switched hot battery bus.

Le DC bus 1 et 2, DC stand by bus et la batterie bus sont alimentées par les transfert bus 1 et 2 via les transformateurs redresseurs 1,2 et 3 la hot batterie bus et la switch hot batterie bus sont alimentés par la batterie principal et la batterie auxiliaire.

III.1.3. Priorite d'alimentation des circuits de distribution :

Les deux barres normal alternatives TRANSFERT BUS 1 et TRANSFERT BUS 2, d'où ont issue les deux circuits de distribution sont alimentées de la façon suivante :

Par ordre de priorité, un circuit de distribution est alimenté :

- Par l'alternateur de l'IDG correspondant.
- Par le groupe de parc.
- Par l'alternateur de l'APU.
- Par l'alternateur IDG de l'autre moteur.

L'alternateur APU peut :

Alimenter toute les génération électrique de la Boeing 737-800 NG.

Au sol :

- Quand les moteurs sont à l'arrêt.
- Quand le groupe de parc n'est pas disponible.

En vol :

- Quand on perd un (01) ou deux (02) alternateurs moteurs.

III.1.3.1 Command et contrôle:

Le panneau principale de commande de la génération électrique alternative est situer sur le panneau supérieur P5.

Le panneau P5 permet le contrôle des paramètres électriques alternatif et continu.

Sur le panneau supérieur P5 on trouve deux sélecteurs rotative, et un écran d'affichage.

Le sélecteur 1 contient :

- AUX BAT.
- TR1.
- TR2.
- TR3.
- BAT.
- TEST.
- BAT BUS.
- STBY PWR.

Le sélecteur 2 contient:

- APU GEN.
- GEN1.
- GEN2.
- INV.
 - TEST.
 - STBY PWR.
 - GRD PWR.

Sur le bas de panneau P5 on trouve 5 switch pour la distribution de la génération électrique:

- GEN 1.
- GEN 2.
- APU GEN 2.

III.1.4/ GENERATION ELECTRIQUE ALTERNATIVE:

Toutes les sources de courant alternatif (alternateur et groupe de parc), les dispositifs entraînement intégrés, les relais et contacteurs associés sont sous le contrôle de boîtiers électrique : GCU et BPCU.

Les GCU et BPCU assurent :

- Le fonctionnement automatique des alternateurs (GCU).
- Le contrôle de groupe de parc (BPCU).
- La connexion des sources sur les réseaux.

III.1.4.1.Commande d'alimentation des réseaux sol et sol/vol :

Les réseaux de distribution sol et sol/vol, courant alternatif et continu, peuvent être alimentés :

- Soit normalement à partir du réseau avion,
- Soit directement par la prise de parc en amont de l'EPC en configuration service vol.

La configuration service sol permet d'alimenter ces réseaux sans que l'ensemble de l'avion soit mis sous tension.

III.1.4.2.Servitude alimentées par les barres sol et vol/sol :

SOL :

En vol et au sol :

- Eclairage cabine.
- Prise aspirateur.
- Toilettes.
- Circuit d'eau.
- Eclairage soute.

Au sol uniquement :

- Purge carburant de l'APU.
- Remplissage carburant.
- Eclairage des logements de trains, APU, groupe de conditionnement d'air.
- Système de chargement des soutes.
- Feux de navigation en éclairage parking.

III.1.4.3. Entraînement des alternateurs :

Les trois transformateurs sont entraînés à vitesse constante de façon à alimenter le réseau de distribution à une fréquence fixe.

Chaque alternateur moteur est entraîné par l'intermédiaire d'un régulateur de vitesse hydromécanique intégré, l'ensemble est appelé IDG.

L'alternateur APU est entraîné directement par l'APU qui, lui tourne à vitesse constante.

III.1.5. Alimentation des réseaux alternatifs :

III.1.5.1. Circuit de transport d'alimentation de réseau normal :

Le circuit de transfert permet d'alimenter chaque réseau de distribution, ou les deux, à partir de l'une quelconque des sources de génération principales, APU ou au sol par le groupe de parc.

Sa commande est entièrement automatique et dépend uniquement de la disponibilité de ces diverses sources d'alimentation avec une priorité bien établie.

III.1.5.2. Priorité d'alimentation d'un réseau :

Par ordre de priorité, un réseau est alimenté :

- Par son alternateur.
- Par le groupe de sol.
- Par l'alternateur APU.
- Par l'alternateur de l'autre moteur.

III.2. Servitude pneumatique :

III.2.1. Généralité:

L'énergie pneumatique de l'APU en provenance de son compresseur de prélèvement de charge sert :

- Au démarrage réacteurs.
- Au conditionnement d'air.
- A la pressurisation.

L'APU peut alimenter le collecteur pneumatique du sol jusque' à une altitude de 5183m (17000 pied).

A/démarrage réacteur :

Pour pouvoir démarrer un réacteur trois (03) conditions sont nécessaires :

- Entraîner le compresseur.
- Assurer l'alimentation en carburant.
- Enflammer le mélange air-kérosene.

Pour cela, chaque réacteur est équipé d'un démarreur qui entraînera l'attelage haute pression, et la circuit de démarrage réacteur utilisera la pression du circuit de génération pneumatique de bord.

Il peut donc être alimenté soit par :

- L'APU.
- Un des réacteurs déjà en fonctionnement.
- Un ou deux groupes de parc pneumatiques.

La surveillance du fonctionnement des réacteurs est effectuée à partir des indications N1, EGT, N2, mesure du débit carburant ,paramètres d'huile (pression, température et quantité) et les vibrations toutes ces indications apparaissent sur l'écrans d'affichage.

Le CFM56-7B est géré par un microprocesseur électronique digital appelé unité électronique de contrôle moteur (EEC).

Il est fixé sur le côté gauche du carter FAN position 2 heures, il est composé de deux canaux identiques :

- CANAL A.
- CANAL B.

Il comporte 10prises électriques identiques comme suite de I1àI10 .le câblage électrique des quinze (15) prises est codé par des couleurs facilitant ainsi l'identification des prises.

L'unité de contrôle électronique réacteur (EEC) assure les fonctions suivantes :

- Le contrôle de la poussée réacteur.
- Le contrôle du débit d'air compresseur.
- Le refroidissement des cartes turbines haute pression et basse pression.

L'unité de contrôle électronique réacteur (EEC) assure les fonctions suivantes :

- Le contrôle de la poussée réacteur.
- Le contrôle du débit d'air compresseur.
- Le refroidissement des cartes turbines haute pression et basse pression.

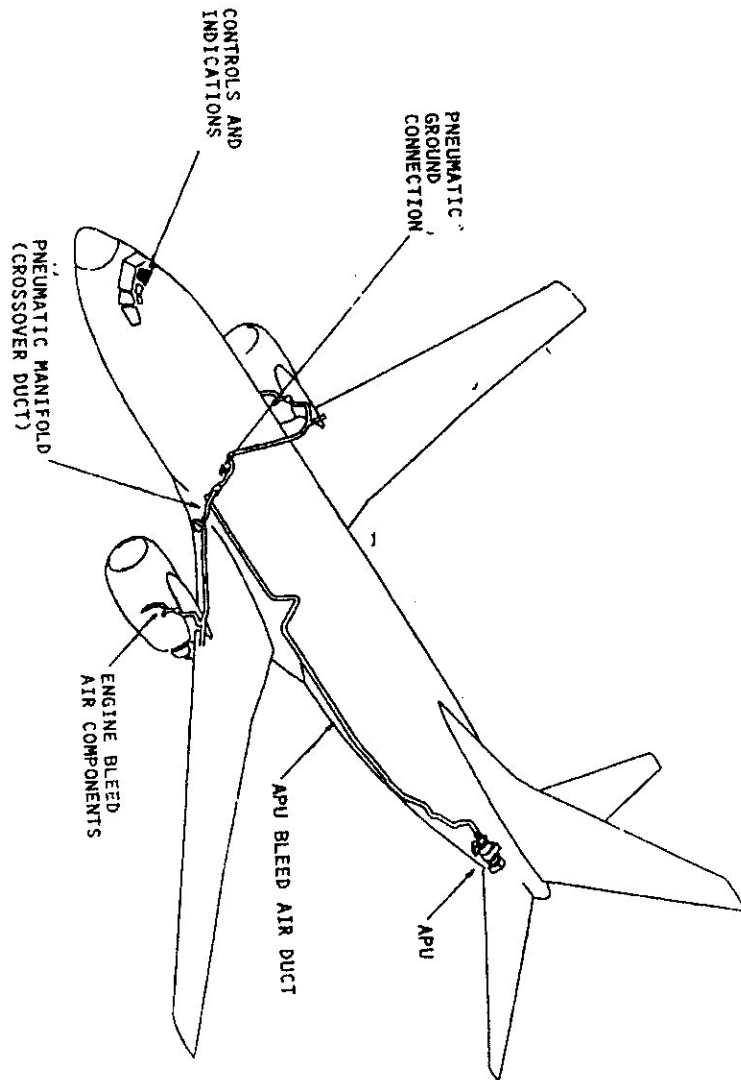


Fig. III-3 : Localisation du système pneumatique

La protection des paramètres limites.

- Le contrôle du circuit reverse
- Le contrôle du circuit de démarrage.

L'unité électronique de contrôle réacteur (EEC) a deux modes de fonctionnement :

- Le mode contrôle.
- Le mode test.

III.2.2. Différents types de démarreurs :

Le démarreur entraînera l'ensemble compresseur-turbine haute pression jusqu'à une vitesse suffisante pour disposer au niveau des chambres de combustion d'une pression supérieure à la pression minimale d'inflammation.

Trois types de démarreurs sont utilisés :

- Démarreur électrique.
- Démarreur pneumatique (ou démarreur à turbine froide).
- Turbo-démarreur (ou démarreur à turbine chaude).

Quelque soit le type de démarreur, nous aurons toujours le schéma synoptique suivant :

Moteur réduction embrayage compresseur du réacteur de démarreur.

III.2.3. Circuit de démarrage :

Le réacteur du Boeing 737-800 NG est le CFM56-7B, son circuit de démarrage et d'allumage comprend :

- Une (01) vanne de démarrage.
- Un (01) démarreur pneumatique.
- Deux (02) boîtes d'allumage.
- Deux (02) bougies.
- Un (01) sélecteur de démarrage.
- Un (01) sélecteur d'allumage.

Sélecteur de démarrage :

c'est un sélecteur rotatif à quatre (4) positions :

- OFF (arrêt).
- GRD (sol)
- LOW (continue).
- Flt (rallumage en vol)

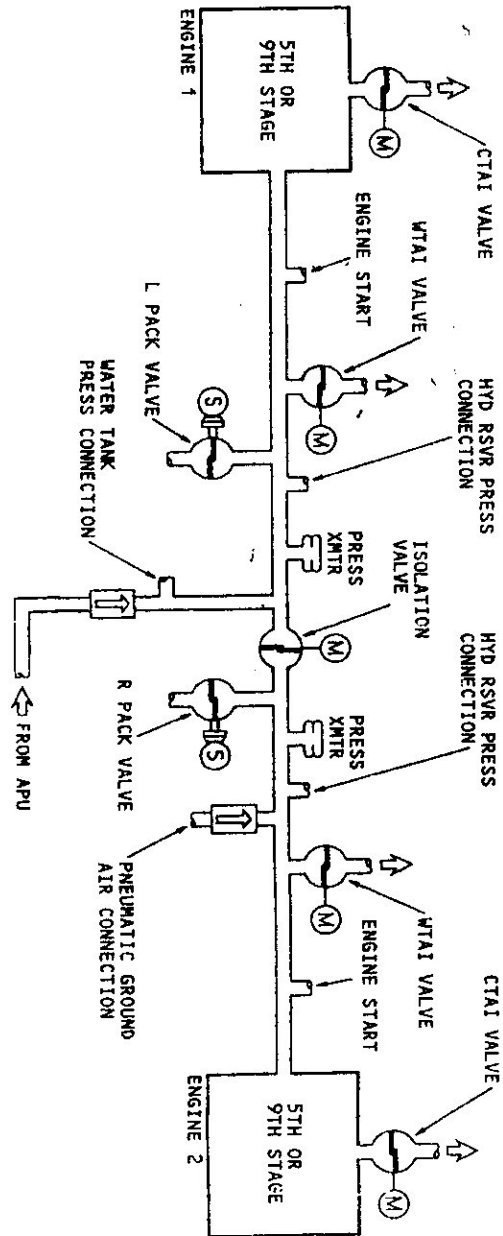


Fig. III-4 : Distribution pneumatique

Sélecteur d'allumage :

le sélecteur d'allumage à (03) positions :

- Left (boite d'allumage gauche)
- Right (boite d'allumage droite).
- Both (les deux boites d'allumage).

La boite d'allumage :

Chaque réacteur est équipé de deux allumeurs identiques, elle transforme le 115 VAC, 400HZ en 14000 à 18000 volts.

En cas d'intervention sur le système de boite d'allumage, il est recommandé de suivre la procédure prescrite par le constructeur car il y'a toujours du courant résiduel juste à l'arrêt moteur, ce que peut être fatal.

Les allumeurs :

Chaque réacteur est équipé de deux allumeurs.

La bougie 1 est montée en position 4 heures.

La bougie 2 st montée en position 8heures.

Les bougies sont refroidies par l'air frais en provenance de FAN.

III.2.4.Séquence de démarrage :

Pour pouvoir soutirer de l'air de l'APU pour démarrer le réacteur il faut :

- APU en marche.
- Vitesse APU >95% switch de soutirage APU marche.
- L'indiction de pression d'air doit indiquer une pression de **40 PSI**.

On met le sélecteur de démarrage moteur sur position GRD (sol).

On met le sélecteur d'allumage sur position Left ou Right ou both.

Position GRD (sol) :

Cette position permet d'envoyer un signal à l'ECU de l'APU afin que se dernier positions les IGV de façon à donner :

- La vanne de démarrage s'ouvre.
- Le voyant de la vanne de démarrage s'allume ambre.
- Le démarreur tourne.
- Le N2 accuse.

A 25 %N2 :

On met la manette de démarrage sur marche:

- La spar valve et l'engine valve s'ouvrent..
- Les bougies sélectionnées s'excitent.

- L'EGT accuse.

Entre 52 et 56%RPM :

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) :

- Ferme la vanne de démarrage .
- Le voyant de la vanne de démarrage s'éteint.
- Le démarreur s'arrête.

Après avoir démarré le moteur on utilise la même procédure pour démarrer l'autre moteur.

Remarque :

L'APU peut donner de l'air pour le démarrage moteur :

- Au sol
- Pour le rallumage on vol à condition que l'altitude soit > à 17000 pieds.

III.2.5. Conditionnement d'air :

De l'air climatisé est envoyé dans la cabine passagers et la poste de pilotage puis dans les soutes pour être finalement extrait de l'avion par des soupapes de régulation de débit.

L'air climatisé est obtenu par le mélange d'air provenant d'un collecteur d'air chaud et d'un collecteur d'air froid.

Le collecteur d'air chaude est alimenté directement par le collecteur de génération pneumatique par une vanne d'air chaude.

Le collecteur de génération pneumatique peut être alimenté par :

- Un (01) prélèvement sur chaque réacteur.
- Un (01) prélèvement sur l'APU.
- Un (01) groupe au sol.

Le collecteur d'air froid est alimenté par deux (02) groupes de réfrigération appelés aussi groupes de conditionnement d'air.

III.2.5.1. Les différents composants :

Le groupe de conditionnement d'air comprend :

- Une vanne de groupe.
- Un échangeur primaire.
- Un échangeur secondaire.
- Un compresseur.
- Une turbine.
- Un extracteur.
- Deux séparateurs d'eau.
- Un réchauffeur.

- Un condensateur.
- Des ram air.
- Une vanne de contrôle de température.
- Une vanne de contrôle de température de secours.
- Un switch de surchauffe compresseur.
- Un switch de surchauffe turbine.
- Un capteur de température du groupe de conditionnement d'air.
- Un switch de surchauffe du groupe de conditionnement d'air.

Sur le BOEING 737-800 NG les zones climatisés et ventilées sont :

- Le poste de pilotage (cockpit).
- La cabine passagers avant.
- La cabine passagers arrière.
- Les soutes avant et arrière.
- La soute électronique est seulement ventilée.

L'APU peut alimenter le collecteur pneumatique du sol jusqu'à 5183 m (17000 pieds). L'air soutiré de l'APU passe à travers la vanne de soutirage APU et va vers les groupes de conditionnement d'air gauche et droit.

L'air chaud est alors climatisé pour être envoyé vers :

- Le poste de pilotage.
- La cabine passagers avant .
- La cabine passagers arrière.

La température de l'air conditionné est régulée automatiquement par des contrôleurs de température de zone, il y a :

- Un (01) contrôleur de température de zone pour le poste de pilotage.
- Un (01) contrôleur de température de zone pour le cabine de passagers avant.
- Un (01) contrôleur de température de zone pour le cabine de passagers arrière

Un système de pressurisation permet de maintenir une pression différentielle constante dans la cabine ,le système comprend :

- Une (01) vanne de décharge .
- Deux (02)vannes de pression positive.
- Une (01) vanne de pression négative.

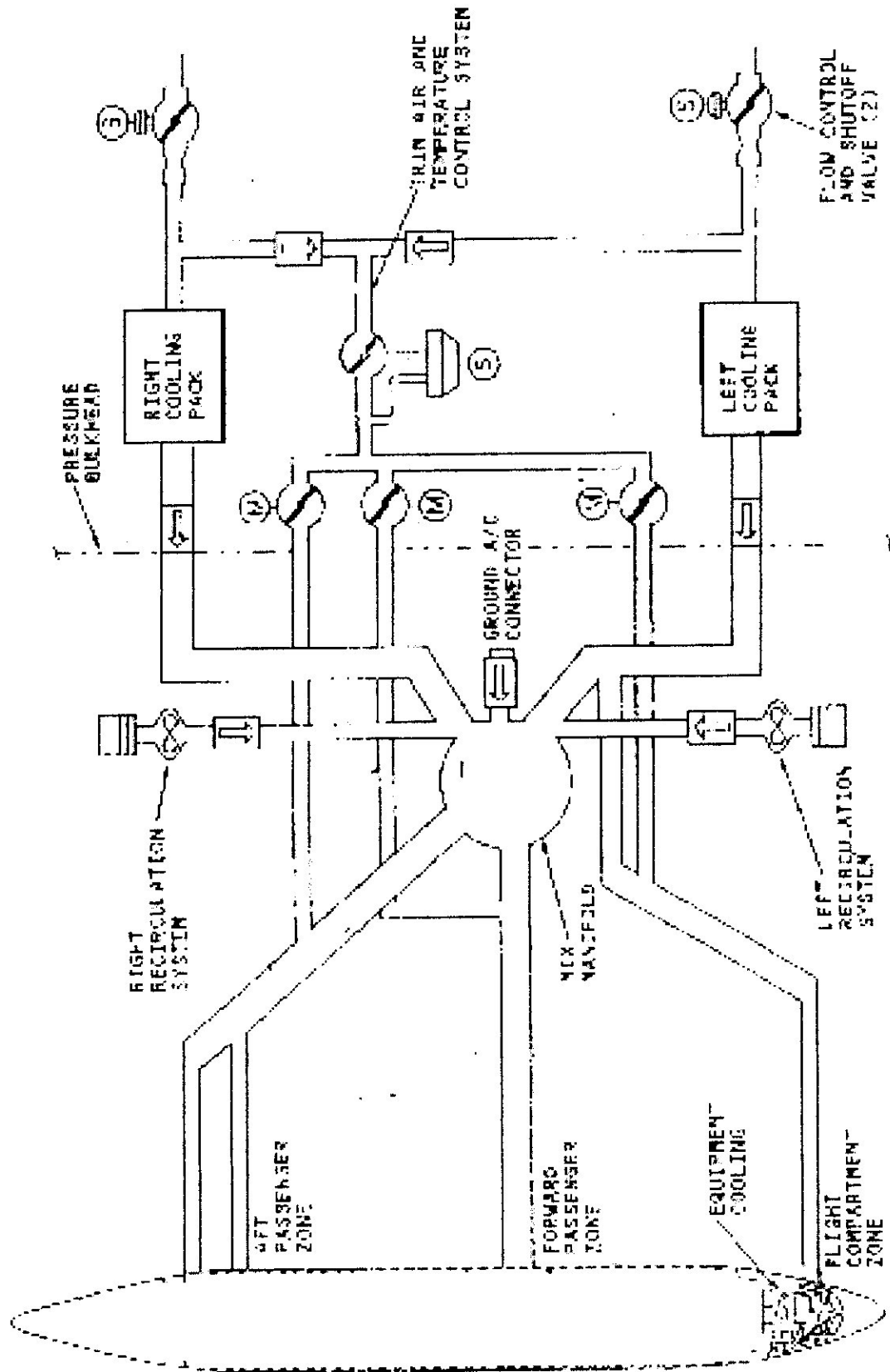


Fig. III-5 : Description du conditionnement d'air

III.2.5.2.Fonctionnement :

De l'air sous pression en provenance de l'APU arrive aux groupes de conditionnement d'air gauche et droit.

La vanne de groupe contrôle le débit d'air, ce débit d'air passe à travers l'échangeur primaire puis vers le compresseur, du compresseur le débit d'air passe à travers l'échangeur secondaire

Les échangeurs primaire et secondaire sont refroidis par l'air ambiant via les ram air.

A la sortie de l'échangeur secondaire le débit d'air refroidit passe à travers un réchauffeur puis à travers un condensateur en suite à travers deux séparateurs d'eau pour extraire l'eau et l'humidité de l'air, cette eau est évacuée ensuite dans les ram air.

A la sortie des séparateurs d'eau le débit repasse à travers le réchauffeur en suite l'air est acheminée à travers la turbine pour être refroidie .a la sortie de la turbine on obtient de l'air conditionnée qui sera ensuite distribuée vers le cockpit, les cabines passagers avant et arrière.

Une vanne de contrôle de température permet de contrôle à la sortie de la turbine la température afin de garder la température e afin de garder la température de sortie turbine dans les tolérances et d'éviter la formation de givre à la sortie turbine.

Une vanne de contrôle de températures secoure permet de contrôle la température à la sortie turbine en cas de défaillance de la vanne de contrôle de température turbine.

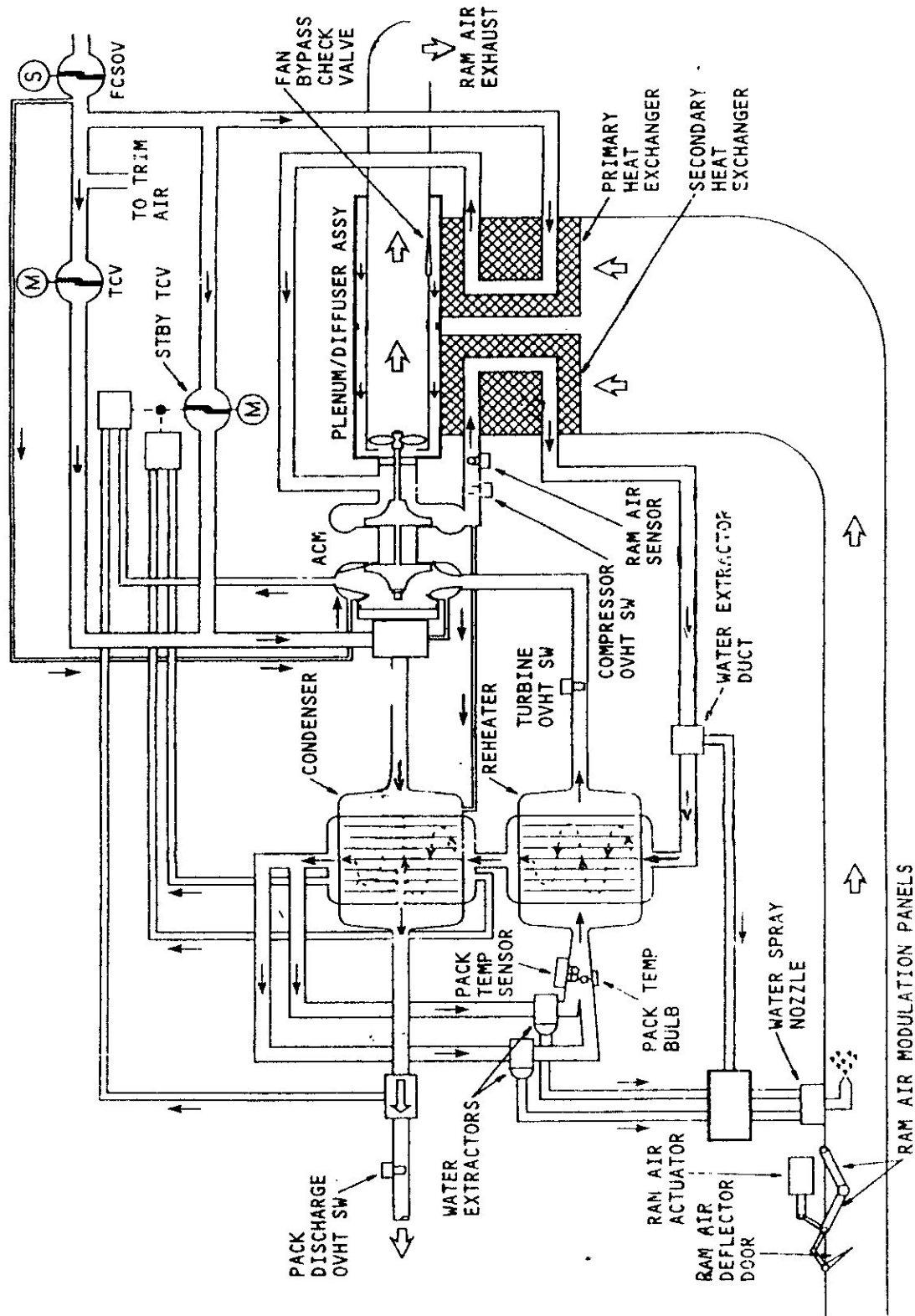


Fig. III-6 : Fonctionnement du circuit de conditionnement d'air.



Chapitre IV

**Maintenance et protection contre les incendies de l'APU
GTCP 131-9B.**

IV.1.Maintenance :

La maintenance de l'APU 131-9B nécessite une maintenance préventive et curative pour augmenter sa durabilité ou diminuer les pannes en cours d'utilisation.

Cette maintenance consiste en deux (02) méthodes utilisées régulièrement:

- ENTRETIEN EN LIGNE.
- ENTRETIEN EN ATELIER.

IV.1.1.Entretien En Ligne:

La maintenance en ligne engendre plusieurs inspections:

- Inspection de routine
- Vérification de fonctionnement.
- Inspection pour état.
- Inspection boroscopique.

Sur cet APU la maintenance est très améliorée par l'introduction du calculateur l'unité de contrôle électrique (ECU) et le module de mémoire de données (DMM).

IV.1.1.1.Module De Mémoire

Le module de mémoire est localisé sur le côté gauche de l'APU. Son rôle est de garder en mémoire:

- Les données APU.
- Les heures de fonctionnement d'APU.
- Le numéro de série de l'APU.
- Le nombre de démarrage d'APU.
- Le nombre d'arrêt APU.
- Les données de démarrage.

Chapitre IV Maintenance et protection contre les incendies d'APU GTCP 131-9B

L'unité de contrôle électrique (ECU) contrôle les données qui vont vers le module de mémoire (DMM).

L'unité de contrôle électrique (ECU) lit la mémoire de module de mémoire (DMM) pendant la séquence de démarrage de l'APU et lui donne les informations récentes lors de l'arrêt de l'APU.

La mémoire du module de mémoire peut-être lue sur l'écran d'affichage (CDU). Les données APU sont classées en six (06) pages. Ces six (06) pages apparaissent sur l'écran d'affichage:

< CURRENT STATUS.

< FAULT HISTORY.

< MAINTENANCE HISTORY.

< IDENT/CONFIG.

< INPUT/MONITORING.

< OIL QUANTITY.

< INDEX.

➤ Page "CURRENT STATUS":

Elle affiche les messages de maintenance détectés par l'unité de contrôle électrique (ECU) pendant le dernier cycle de l'APU.

➤ page "FAULT HISTORY":

Elle affiche la cause de l'arrêt automatique de protection, l'unité de contrôle électrique (ECU) mémorise jusqu'à trente (30) arrêt automatique de protection.

➤ Page "MAINTENANCE":

Elle affiche les messages de maintenances récentes et anciennes. L'unité de contrôle électronique (ECU) mémorise jusqu'à quatre vent dix neuf (99) message de maintenance durant les neuf cent quatre vent dix neuf (999) dernière tentative de démarrage.

➤ Page "IDENT/CONFIG":

Elle affiche les données d'indentification de configuration d'APU. Elle comprend deux (02) pages.

PAGE 1:

Elle donne les différentes données d'APU:

- Numéro de série d'APU.
- Heures d'APU.
- Cycles d'APU.
- Heures de l'APU depuis l'installation sur l'avion.

PAGE 2:

Elle donne les données concernant l'unité de contrôle électrique (ECU):

- Part Number.
- Numéro de série.
- Part Number de logiciel de fonctionnement.

➤ Page "INPUT/MONITORING":

Elle affiche les données d'APU et les données avion, elle comporte quatre (04) pages.

➤ Page "OIL QUANTITY":

Affiche la quantité d'huile d'APU, elle a la capacité d'afficher trois (03) niveaux d'huile:

- FULL.
- ADD.
- LOW.

IV.1.2. Entretien En Atelier:

L'APU est envoyé à l'atelier :

➤ En cas de panne sévère ne pouvant être dépannée en ligne.

A-2-Page arranger par systèmes:

BOEING 737 737-600/700/800 FAULT ISOLATION MANUAL			Observed Fault List (Alphabetic)
○ <u>FAULT DESCRIPTION</u>	<u>FAULT CODE</u>	<u>GO TO FIM TASK</u>	Observed Fault List (System Order)
<u>38-3 WATER/WASTE - WASTE DISPOSAL</u>			
Waste quantity indicator on service panel shows tank is full when tank is not full	383 010 00	38-xx TASK 801	
Waste tank does not precharge	383 020 00	38-xx TASK 801	
Waste tank drain valve handle does not drain tank when pulled	383 030 00	38-xx TASK 801	
<u>49-1 AIRBORNE AUXILIARY POWER - POWER PLANT</u>			Cabin Fault List
Air inlet door, APU does not fully open or fully close	491 010 00	49-xx TASK 801	Cabin Fault Code Index
<u>49-2 AIRBORNE AUXILIARY POWER - ENGINE</u>			
APU did not start:			
○ - FAULT light on	492 100 00	49-60 TASK 801	Ch. 37
- MAINT light on	492 110 00	49-60 TASK 801	
- no APU indication lights came on	492 130 00	49-60 TASK 801	
- OVERSPEED light on	492 120 00	49-60 TASK 801	
APU FAULT light on, APU had an automatic shutdown	492 010 00	49-xx TASK 801	
APU FAULT light on, no automatic shutdown	492 020 00	49-xx TASK 801	Ch. 38
APU GEN OFF BUS light not on, APU speed at 95%	492 050 00	49-xx TASK 801	
APU LOW OIL PRESSURE light on, APU had an automatic shutdown	492 060 00	49-xx TASK 801	
APU LOW OIL PRESSURE light on, no automatic shutdown	492 030 00	49-xx TASK 801	Ch. 49
APU MAINT light on	492 070 00	49-xx TASK 801	
APU oil consumption high	492 140 00	49-xx TASK 801	Ch. 51
○ EFFECTIVITY	OBSERVED FAULT LIST SYSTEM-ORDER Page 38 Jul 08/96		

Fig.IV-3

Le code de panne: 429 100 00.

Le FIM tâche: 49-60 TASK 801.

Chapitre IV Maintenance et protection contre les incendies d'APU GTCP 131-9B

Résumé de la procédure d'isolement d'une panne:

Toutes les pannes avion sont enregistrées dans un carnet de vol au bord d'avion. à partir de cet carnet le technicien doit commencer la maintenance de panne. En suite le technicien faut rechercher dans l'un des manuels qui arrangent les différentes pannes avec ces codes et les codes des procédures de maintenir la panne. Les manuels les plus utilisant sont le FIM (Fault Isolation Manual) et le BITE Manual. L'écran d'affichage CDU (Control Display Unit) control et surveille toutes les systèmes avion et il enregistre les pannes qui peuvent être pendant l'utilisation de la machine (APU). Le CDU donne un message de maintenance, la détermination de ce message dans les manuels donne les procédures de maintenance et d'isolement de panne à partir de découvrir les plus proches causes de panne et la solution de maintenir. En vérifiant réussite de notre maintenance par le CDU.

IV.2. Protection contre les incendies:

Définition :

Les avions d'affaires au gros porteur long –courrier les moteurs sont sous surveillance et ont moyens autonomes d'extinction en vol .ces avions sont généralement équipés de système de détection incendie localisés dans les zones à risque, à savoir :

- Les moteurs de propulsion.
- Les groupes auxiliaires APU.
- Les soutes (équipement et fret).
- Les logement de train, freins.
- Les toilettes.
- Les systèmes de climatisation et de dégivrage.

Des dispositifs de détection de fumée sont également installés :

- Dans la soute électronique de certains avions.
- Dans les soutes de bagages.
- Dans la soute cargo.

Les trois composantes principales de la protection anti-incendie sont toujours :

- La détection du risque (latent ou déclaré).
- Les alarmes et les tests.
- La mise en ouvre des procédures de lutte (limitation du risque, extinction).

Les risques d'incendie se manifestent par les apparitions (non forcément simultanées) de :

- Fumées ;
- Surchauffes ;
- Flammes.

En cas d'incendie ou de fumée, l'équipage en est informé par des dispositifs lumineux et sonores dans la poste équipage.

A noter que les alarmes incendie APU est en plus répétées dans un logement de train d'attirer l'attention du personnel d'entretien.

IV.2.1. Détection d'incendie au niveau d'APU :

Le système de détection d'incendie d'APU utilise des détecteurs sur l'APU qui surveillent ce dernier pour un état d'incendie. Quand le système sent un état d'incendie, les indicateurs d'alarme dans le compartiment de vol fonctionnent. Ces indicateurs sont sur le panneau d'éblouissement (P7) et sur le panneau du contrôle d'incendie de moteur et d'APU (P8). Un klaxon et une lampe rouge fonctionnent également dans des trains.

IV.2.2. Description du système de détection d'incendie APU :

Les Principales Composants du système de détection d'incendie APU sont :

- Détecteur d'incendie d'APU.
- Le M279 module de détection d'incendie de moteur et de l'APU.
- Panneau d'éblouissement P7.
- Panneau de contrôle d'incendie de moteur et d'APU (P8).
- Les boucles de détection.
- Unité d'alarme auditive AWU (Aural Warning Unit).
- Unité de contrôle électrique.

Les détecteurs d'incendie dans l'APU envoient des signaux au module de détection d'incendie de moteur/APU. Ce même module fournira des indications auditives et visuelles dans le cockpit. En outre le module envoie des signaux à l'unité de contrôle d'APU pour l'arrêt automatique de l'APU.

Le panneau de contrôle de mass d'APU donne les indications externes d'un incendie APU. Un sonore et un voyant rouge fonctionnent alternativement avec un taux d'une seconde.

Le panneau d'éblouissement P7 a une interface avec le système de détection d'incendie, il indique les indications visuelles.

IV.2.3. Détecteurs d'incendie de l'APU:

L'APU a trois (03) détecteurs qui surveillent trois sections. Dans chaque section on trouve un détecteur attaché à un tube du support avec des brides. Il a une seule boucle pour la détection de l'incendie dans l'APU.

IV.2.3.1. Les différents constituants d'un détecteur d'APU:

Chaque détecteur a les composants suivants:

- Commutateur de pression d'incendie et de défaut.
- Résistances.
- Bouton terminal.
- Tube de gaz charge en acier inoxydable.

IV.2.3.2.L'emplacement des détecteurs d'incendie APU:

Dans les endroits suivants:

- Compartiment supérieur d'APU.
- La porte de commutateur d'APU.
- la tuyère.

IV.2.3.3.Caractéristiques de détecteur:

Les caractéristiques du détecteur sont données dans le tableau suivant:

L'endroit du détecteur	Température d'incendie
Compartiment supérieur d'APU	232°C (450F)
Compartiment inférieur d'APU	232°C (450F)
tuyère	135°C (275F)

IV.2.4. Les tests opérationnels du système de détection d'incendie:

Il y a deux types de test:

- Test surchauffe / incendie (OVERHEAT / FIRE).
- Test de défaut (FAULT / INOP).

IV.2.4.1. Test de défaut FAULT / INOP:

On utilise le panneau de contrôle de APU/moteur (P8) et le ou le module de détection d'incendie M279 dans le compartiment EE. Presser et tenir le switch de test dans le panneau P8 à la position FAULT/INOP, un signal doit envoyer vers le module M279 pour lancer le test. Ce test la vérifie la bonne fonctionnement des circuits de détection de panne de la module de détection pour toutes les opérations de l'APU (ou moteur).

Le même test se passe au compartiment EE. Utiliser le switch FAULT/INOP dans le module de détection, les voyants de "FAULT AREA" allument immédiatement et les voyants de "FAULT DISPLAY" allument après 5 seconds délais.

IV.2.4.1.1. Les indication du test FAULT/INOP:

* les voyants d'annonceur d'alarme principale "MASTER CAUTION" et de surchauffe "OVHT DET" deviennent allumés.

* le voyant de défaut devient allumé.

* le voyant de l'APU devient allumé.

* tous les voyants de région de défaut sur le module de détection d'incendie de moteur / APU devient allumé.

* les voyant d'affichage de défaut de M279 devient allumé après 5 seconds.

IV.2.4.2. Test de Surchauffe/Incendie OVHT/FIRE:

Dans le panneau P8 presser et tenir le switch de test à la position OVHT/FIRE un signal doit envoyer à la module M279 pour commencer le test opérationnel. Ce test est vérifié le système de détection d'incendie.

IV.2.4.2.1. Les indications du test OVHT/FIRE:

- * À panneau P7 les voyants de "FIRE WARN" et "MASTER CAUTION" sont allumés.
- * À panneau P8 les voyants de "ENG OVERHEAT" sont allumés.
- * les voyants d'annonceur "OVHT DET" est.
- * les voyants de commutateur d'incendie du moteur (1,2)/APU devient allumer.
- * Si l'énergie de 115VAR est appliquée dans l'avion le voyant de "WHEEL WELL" sera allumé.
- * L'unité d'alarme auditive donne un son de cloche.
- * à la "WHEEL WELL" le voyant rouge dans le panneau APU Ground control (P28) flashe et le klaxon sonne.



Fig.IV-13

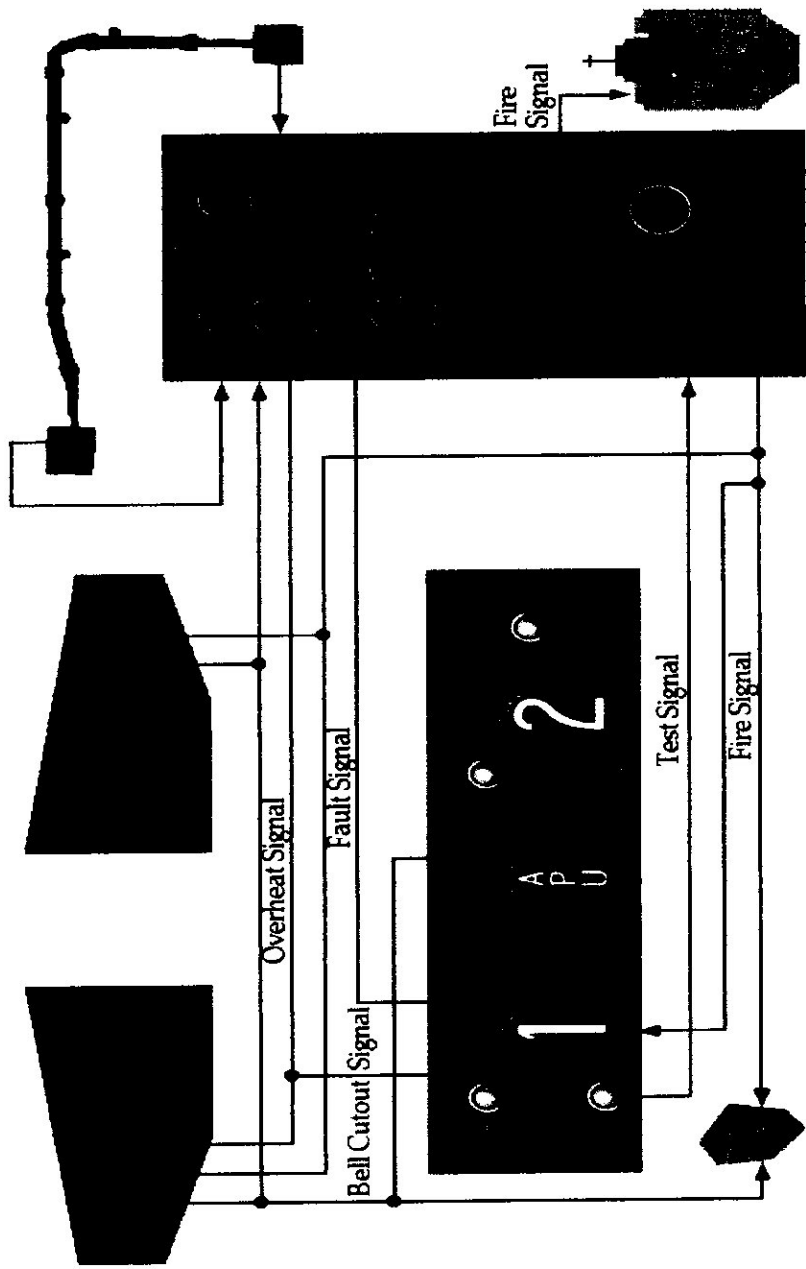


Fig. IV-14 : Les tests opérationnels du système de détection d'incendie

VI.2.5.Méthode de protection en cas d'alarme:

VI.2.5.1cas de surchauffe:

Les alarmes "surchauffe" concernent surtout les circuits pneumatiques de l'APU en cas de fuites d'air chaud. Dans ce cas la protection consiste à isoler portion de circuit en cause par fermeture de diverses vannes; ces fermetures souvent automatiques dès que l'alarme est déclenchée.

VI.2.5.2.cas d'incendie:

C'est un cas nécessitant une procédure d'extinction (Agent extincteur). Ce sont des bouteilles contenant un fréon, beau coup plus rarement du gaz carbonique; sont utilisés :

- Le **BCF** (bromochlorodifluorométhane, CF_2BrCl), connu également sous le nom de **HALON 1211**.
- Le **BTM** (bromotrifluorométhane, CF_3Br), ou **HALON 1301**.

Elles sont commandées depuis le poste de pilotage, elles peuvent être vidées sur les zones de feu grâce à des canalisations munies de buses à leurs extrémités.

La forme de ces bouteilles est sphérique ou parfois cylindrique, deux calottes sphériques refermant le cylindre dans ce dernier cas.

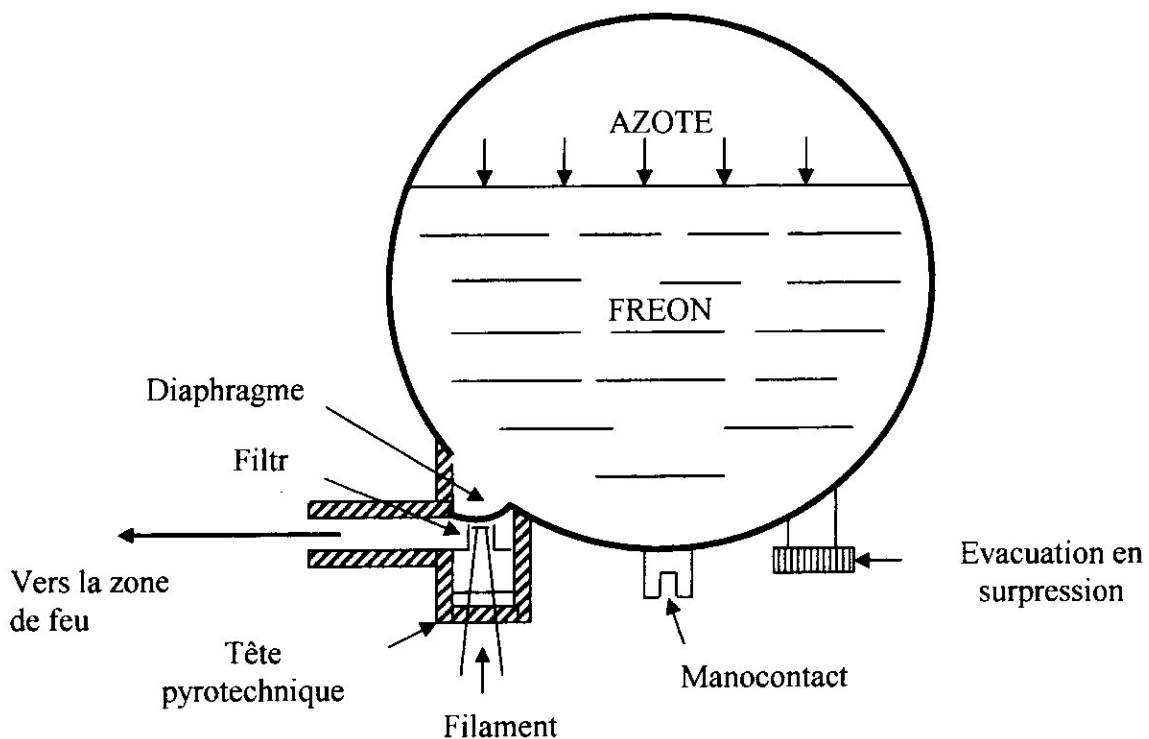


Fig.IV-15 : Coupe schématique d'une bouteille extinctrice.

Technologie de bouteilles:

- La bouteille contient du FREON à l'état liquide et de l'azote sous pression qui sert de propulseur;
- la bouteille est munie d'une tête pyrotechnique, c'est – à – dire d'une fusée à poudre dont l'allumage est provoqué par un filament électrique (02 filaments indépendants pour des raisons de sécurité). L'explosion d'un diaphragme et le fluide sous pression s'échappe à travers un filtre vers la canalisation.
- Les bouteilles sont munies:
 - d'un manoccontact indiquant une baisse anormale de la pression du gaz propulseur (pression minimum).
 - Un clapet de surpression permettant l'évacuation du contenu de la bouteille à l'extérieur. Cette pression dangereuse (éclatement), peut être due à une élévation anormale de température dans le compartiment qui contient la bouteille : un disque rouge apparaît sur l'extrémité libre de la canalisation; un indicateur magnétique, ou un voyant, indiquent le défaut dans le cas générale.

Chapitre IV Maintenance et protection contre les incendies d'APU GTCP 131-9B

Résumé : incendie de l'APU:

En cas d'alarme incendie le compartiment étanche et de petit volume de l'APU est saturé par un brouillard de FREON contenu dans une bouteille extérieur au compartiment.

En vol (ou d'une manière générale, lorsque le PNT est dans le poste), la percussion de la bouteille d'APU est subordonnée à la manœuvre d'une poignée coup – feu au tableau APU qui entraîne :

- l'arrêt de la machine.
- La fermeture des robinets d'alimentation en carburant.
- La fermeture des vannes d'isolement d'air.
- La désexcitation du générateur électrique associé.
- L'arrêt de la sonnerie d'alarme.
- L'armement de la bouteille extinctrice.

Au sol, la protection est automatique 10 secondes après la manifestation d'une alarme incendie la percussion de la bouteille est effectuée sans intervention du personnel au sol, l'alarme étant donnée au niveau d'un tableau porté par la jambe de la roulette de train (WHEEL WELL), muni d'un klaxon.

Conclusion :

L'étude que nous avons faite il nous permet de :

- Prendre une connaissance sur bases d'électricité d'avion.
- Connaître les différents modules, accessoire et circuits de l'APU GTCP 131-9B.
- Connaître les différentes servitudes d'avion alimentées par l'APU.
- Faire une vision générale sur les procédures d'isolement des pannes qui peuvent être confronté l'APU, ainsi que les procédures de la protection contre les surchauffes et les incendies.

L'APU GTCP 131-9B génère deux types d'énergie :

ELECTRIQUE : jusqu'à 12500m.

PNEUMATIQUE : jusqu'à 5183 m.

La maintenance de l'APU à été faite grâce à l'introduction des deux calculateurs (ECU, DMM), suivre les manuels utilisant dans le domaine d'aéronautique.

L'APU est un équipant très offre aux incendies pour ce la il faut prend toutes les précautions nécessaires pour éviter les catastrophes.

Glossaire

A

- Acces door= porte d'aces
- Accessory Gear Bose=boite d'entraînement des accessoires
- Actuator =vérin
- Actuator pressure regulator=vérin du régulateur de pression
- ADD=ajouter
- AFT=arrière
- AFTcargo compartement=soute cargo arrière
- Air conditioning module (P5)=module conditionnement d'air
- Air inlet door= volet d'entrée d'air
- Air/GND=air/sol
- Ambient=ambiant
- APU bite test= système de test incoporé à l'équipement
- APUcontrol module(P5)=module de contrôle APU
- APU DC boost pump= pompe de gavage DC de l'APU
- APU bleed= soutirage AOU
- APU fer control module (P8) =module de contrôle feu
- APU fire switch = poignée coupe feu
- APU feul feed =alimentation carburant de l'APU
- APU generator control unit =contrôleur alternateur APU
- APU switch= interrupteur APU
- ARNIC 429=Aéronautical Radio Corporation429
=coopération Radio Aéronautique 429
- Avable=disponible

B

- Bat discharge=décharge batterie
- Battery switch= interrupteur batterie
- Bleed air system=circuit d'air
- Bleed air valve =vanne de soutirage
- Bus= barre

C

- Circuit breaker panel=panneau du circuit desijocu
- Close=ferme
- Combustor=chambre de combustion
- Connector=pris
- Conrtols=contrôles
- Contrôle display unit (CDU)= écran d'affichage
- Cooling air= air de refroidissement
- Cooldown timer=temporisateur de refroidissement
- Current status=état récent

D

- Data memory module (DMM)=module de mémoire de donnée
- Delta prindictor=indicateur de colmatage
- Differential pressure regulation=indicateur de pression différentielle
- Diffuser=diffuseur

- Drains=drains
- Drain collector CVP=collecteur de drainage
- Drain mast=réservoir de drainage
- ΔP =pression dynamique

E

- Eductor inlet duct= entrée conduit de refroidissement
- E/E compartement =soute électronique
- Electrical connector=prise électrique
- Electronic control unit(ECU) =unité de contrôlé électronique
- Electric loed=charge électrique
- Eschaut DVCT= conduit d'échappement
- Eschaut gaz temperatur=température des gaz d'échappement

F

- Fault=faute (panne)
- Fault history=historique des pannes (fautes)
- F=fahrenheit
- Filter=filtre
- Filter bypass valve=bypass vanne
- Flap=volet
- Fligh compartement=poste de pilotage
- Flow divider =diviseur de debit carburant
- Flow divider solenoide =solenoids du débit carburant
- Flow meter=débit mètre
- Feul =carburant
- Feul control=régulation carburant
- Feul manifold=rampe carburant
- Feul metering valve=galet doseur
- Feul nozzeles= injecteurs carburant
- Feul shut off valve= vanne carburant
- Fuel system= circuit carburant
- Full= plein
- FT=pied
- FWD=FOR WARD= Avant

G

- Ground control panel(P28)=panneau de contrôle

H

- Height=hauteur
- Height pressur filter=filtre haute pression
- Hot battery bus=bus batterie chaude
- Housing=logement

I

- Input=entrée indet/config
=identification/configuration
- Igniter plug=bougie(allumer)
- Ignition start system=circuit d'allumage et e démarrage
- Ignition unit=boite d'allumage
- Indicating system=circuit d'indication

- Ilet filter=entrée filtre
- Inlet guide vanes=aubes mobiles régulatrices de débit d'air
- Inlet plenum=entrée chambre de tranquillisation
- Input monitoring=donnée de suivi APU

K

- KVA=Kilovolt ampère

L

- Left=gauche
- Length=longueur
- Loed compresseur=compresseur de prélèvement de charge
- Low oil pressur=baisse de pression d'huile
- Lubrification system=circuit de graissage
- Lube module=bloc pompes d'huile
- LVDT= Linear Variable Displacement transducer
=Tranduceur Linéaire de Déplacement Variable

M

- Magnetic plug=bouchon magnetique
- Maint= maintenance
- Maintenance history=historique de la maintenance
- Master cauter=avertisseur de défaut
- MES=Main Engine Start
=démarrage Réacteur
- Mount=point d'attache
- Muffer=silencieux

N

- N=Vitesse de rotation

O

- Oil cooler=radiation d'huile
- Oil fill port=bouchon de remplissage d'huile
- Oil level sight gage=fenetre indicatrice de niveau d'huile
- Oil temperature=temperature d'huile
- Open=ouvert
- Over fill port=bouchon de trop plein
- Over heat/fire protection panel (P8)=panneau de surchauffe et de détection incendie
- Over speed=survitesse
- Out put=sortie

P

- Plug=bouchon
- Pneumatic loed=charge pneumatique
- Power section= section de puissance
- P2=pression (p2) à l'entrée de la chambre de tranquillisation
- Pressure fill porte=bouchon de remplissage par pression
- Pressure sensors= capteurs de pression
- Pressurizing valve=vanne de pression (mise en pression)
- Primary=primaire
- Protective shutdown= arrêt de protection
- PS= Pression Statique
- PSI=Pound Square Inch
- PI=pression totale

- R :
- Regulated pressure= pression régulée
- Relief valve= clapet de surpression
- Return=retour
- Right=droit
- Right wheel weel= train principale droit
- RVDT : Rotary Veriable Displacement transducer
Transduseur rotatif de déplacement variable

S

- Scavenge filtre= filtre de récupération
- Sea level= niveau de la mer
- Secondary= secondaire
- Shut down=arrêt
- Start converter unit (SCU) = convertisseur de démarrage
- Starte /generator=démarreur /alternateur
- Supply =alimentation
- Surge contrôle valve =vanne de décharge

T

- Temperature contrôl valve = vanne de contrôle de température
- To deenergize=desesciter
- To engrize=esciter
- Transfer bus (115VAC)=bus de transfert 115 VAC
- T2=temperature (t2) à l'entrée de la chambre de tranquillisation

V

- Vibration isolator=armotiseur de vibration
- Votrex generator= générateur de tourbillons

W

- Width=largeur
- Wiring harnes=harnais câblage électrique.

Table de conversion des unités :

	SI(systeme inter)	Système anglo saxophone
La pression	1bar	13.7 PSI
poids	1Kg	2.204 pounds(lb)
longuere	1 metre	39.37 inch 3.28083 foot (pied)
puissance	1 watt	0.00136 CV 0.00138 HP
Moment de couple(torque)	1N.m	0.7390 ft lb 8.9285 in lb
vitesse	1 tr/min	1 RPM

Bibliographie :

Les thèses :

- Etude et réalisation d'un banc d'essai du module de contrôle du système de détection d'incendie et surchauffe au niveau des moteurs et d'APU B737-800 :
 - Les étudiants : Yahiaoui Khaled / Amirat Bahia.
 - Le promoteur : Benchikh Saliha.
 - Promotion : 2004/2005.
- Etude descriptive de l'APU 131-9B .
 - L'étudiante : Baali Cherif Mounia.
 - Le promoteur : Benomare Abdelkhader.
 - Le co-promoteur : Bentrade hocine.
 - Promotion : 2000/2001.

Les sites :

- www.irfrance.com/aviaweb.
- www.boing.com.
- www.aviation.fr.

les ouvrages :

- ELECTRICITE AVION (JEAN TOZZI).
- BASSES D'ELECTRICITE AVION PROTECTION CONTRE LES INCENDIES (M.VALENTIN).
- ELECTRICITE ABORD DES AERONEFS (DENIS GALL).

Les CD :

- AMM :Aircraft Maintenance manuel.
- Boeing 737CBT Router.