

058/06

جمهورية الجزائر الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE



Ministère de l'Enseignement Supérieur
et de la Recherche Scientifique
Université SAAD DAHLAB de BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département Aéronautique



وزارة التعليم العالي و البحث العلمي
جامعة سعد داهلاب
كلية علوم الهندسة
دائرة علم الطيران

**Mémoire de fin d'études en vue de l'obtention
Du diplôme d'études universitaires appliquées
En Aéronautique**

Option : Propulsion

Thème :

*Réalisation d'une maquette de
simulation du système carburant
du Boeing 737-800*

Mr. Bentrad Hocine

Sayad Saad

Zouad Ammar

2005-2006

Resumé

Notre travail se resume sur la realisation d'une maquette de simulation du système carburant du Boeing 737-800 d'interet pédagogique, suivie d'une discription generale du système ainsi que le principe de fonctionnement de ce lui ci.

يتمحور المغزى العام لعملنا هذا في انجاز مجسم محاكي لنظام الوقود لطائرة من نوع BONIEG 737-800، لهدف بيداغوجي، كما تطرقنا إلى دراسة مميزات الوقود والنظام بشكل عام مع مبدأ عمله.

Our work summarized on the breadboarding of pedagogic simulation of the Boeing 737-800 fuel system , followed by a general discription of the system as well as the principle of his operation.

Remerciement

58/04

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ
الحمد لله وحده والصلاة والسلام على من لا نبي بعده ,
أمّا بعد :

Au terme de cette étude, pour la réalisation de notre mémoire, nous remercions dieu de nous avoir donné la volonté et le courage d'achever notre travail dans de bonnes conditions.

Nous tenons à exprimer nos vifs remerciements à notre promoteur Mr : BENTRAD Houcine pour sa gentillesse ses conseils et ses orientations qui nous ont été de grande importance.

Nous tenons également à remercier chaleureusement tous le personnel de l'atelier de propulsion de L'IAB particulièrement Mr : MOKHTARI Djamel pour sa disponibilité auprès de nous.

Nos remerciements s'adressent à tous ceux qui nous ont prêté main forte pour la réalisation de ce modeste travail.

Ammar et Saâd

Dédicaces

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Je tiens à dédier ce modeste travail à toutes les personnes qui me sont chères et que j'aime.

Je le dédie tout d'abord à YEMMA et VAVA qui sont les personnes que j'aime le plus au monde, je profite cette occasion pour les remercier pour tout ce que ils ont faits pour moi. En parlant d'eux j'éprouve beaucoup d'émotion et il y'a toute une liste qui attend, donc brièvement qu' Allah les bénisses.

Puis, je le dédie aux personnes qui m'ont soutenu et qui font mon bonheur au quotidien dont mes sœurs: DAHBLIA, FARIDA, LIDYA, et mes frères: FARID et sa femme GHANIA, HALIM, ADEL, ZINEDINE, ainsi que mes cousins et cousines: SOUAD, SAMIR, ABDELGHANI, ABDERRAHIM...

Puis je le dédie à mes amis avec lesquels j'ai partagé mes moments de joie et de tristesse à Blida ; ABDENOUR, ROSA, HOCINE, MAHFOUD, FAOUZI, ADNAN, mon cher binôme AMAR, et leurs familles respectives ainsi qu'à tous mes amis du Bled: OMAR, ABDELBAHI... et à tous ceux que j'ai connu à Blida.

Enfin, je le dédie à tous ceux que je connais et qui me connaissent.

saâd

Dédicaces :

Je dédie ce modeste travail à toutes les personnes que j'aime et qui me sont très chères :

- A mes parents que je ne remercierai jamais assez pour tout ce qu'ils font pour moi.
- A ma sœur Sabiha qui m'est un exemple de défi, de courage et d'espoir dans la vie.
- A mes frères Djamel et Hamid auxquels je souhaite la réussite.
- A ma sœur Saliha et son mari (mon frère beau frère) Hocine, ma sœur Malika et son mari Boualem je leurs souhaite joie et bonheur.
- A ma sœur Hassiba que j'aime un peu plus, à son gentil fiancé Hakim, je leurs souhaite tout le bonheur du monde.
- A mes adorables neveux et nièces : Lydia, Sofia, Yani, Nawal et Kamilia.
- A ma grand-mère à qui je souhaite longue vie, à mon oncle, à ma tante ainsi que leurs familles.
- A mes amis Saad, Hocine, Abdenour que j'ai eu la chance d'avoir à blida ainsi que samir et sofiane
- A mes amies et amis de blida
- A mes amis du bled en particulier Fawzi, Khelifa et mouloud.
- A tous ceux qui me connaissent et que j'ai eu plaisir de connaître.

Amma
ZOUAD

Sommaire

CHAPITRE I

1/ HISTORIQUE.....	08
2/ LES DIFFERENTES CLASSES DU B737.....	09
a) Les 737 premières générations	09
b) Les 737 générations classiques	09
c) Les 737 nouvelles générations	10
3/ PRESENTATION DUB737800.....	11
a) Les caractéristiques du B737-800.....	11
b) Les performances	11
c) Les moteurs	13

CHAPITRE II

1/ INTRODUCTION.....	15
2/ LES CARBURANTS D'AVIATION.....	15
3/ LES CARACTERISTIQUES DU KEROSENE	15
3.1) les propriétés liées au mode de combustion.....	15
3.2) les propriétés liées aux conditions d'emploi	17
4/ PRESENTATION GENERALE DU CIRCUIT CARBURANT DU B737-800.....	20
5/ LES DIFFERENTES FONCTIONS DU SYSTEME.....	20
5.1/ LE STOCKAGE DU CARBURANT.....	21
5.2/ L'AVITAILLEMENT.....	26
5.3/ ALIMENTATION DES MOTEURS.....	32
5.4/ ALIMENTATION DE L'APU.....	48
5.5/ LE SYSTEME DE VIDANGE DE CARBURANT.....	60
5.6/ LES INDICATIONS DU SYSTEME CARBURANT.....	63

CHAPITRE III :

1/ LES COMPOSANT DU SYSTEME ET LEURS FONCTIONS.....	70
1.1/ Les réservoirs.....	70
1.2/ Les pompes de gavage	70

1.3/ Les clapets anti-retour.....	71
1.4/ La valve d'intercommunication	71
1.5/ Les indicateurs de baisse de pression	71
1.6/ Les valves d'isolement et de séparation.....	71
1.7/ Les clapets de by-pass.....	72
2/ PRESENTATION DE LA REALISATION.....	72
3/ MATERIAUX UTILISES.....	73
4/ EQUIPEMENTS UTILISES.....	74
5/ OUTILLAGE UTILISE.....	76
6/ LES DIFFERENTES ETAPES DE LA REALISATION.....	76
7/ FONCTIONNEMENT DE LA MAQUETTE.....	78
7.1/ Control et indications.....	78
8/ PREPARATION DU SYSTEME POUR LE DEMARRAGE DES MOTEURS.....	91

CHAPITRE IV :

1/ LA MAINTENANCE.....	92
1.1/ Définition de la maintenance.....	92
1.2/ Objectifs de la maintenance	92
1.3/ Les différentes politiques de maintenance.....	93
1.4/ Différents types de maintenances	95
a)-Maintenance préventive.....	95
b)-Maintenance (curative)	97
1.5/ Différents modes d'entretien.....	97
1.6/ Différents niveaux de maintenance.....	99
1.7/ Les documents utilisés dans la maintenance	100
2/ LA RECHERCHE DE PANNE.....	102
2.1/Différents classes de pannes.....	102
2.2/Les catégories d'alarmes.....	103
2.3/ Méthodologie de dépannage.....	104
2.4/ Introduction a la recherche de panne a partire de CDU.....	106

Introduction

La construction des avions découle d'une industrie de pointe qui utilise les méthodes les plus modernes ; bien souvent, elle apporte des innovations technologiques révolutionnaires qui sont parfois reprises par d'autres secteurs du domaine de la construction mécanique.

Contrairement aux moyens de transports terrestres et maritimes, l'avion ne peut être supporté par l'air que s'il possède de l'énergie. Cette énergie est le carburant embarqué dans les réservoirs, ce dernier représente du temps de vol, une notion qui est plus importante que celle de la distance à parcourir, même si l'une et l'autre sont étroitement liés.

Dans un plan de vol, la notion d'autonomie exprimée en heures et en minutes, intéresse les services de circulation aérienne parce qu'elle représente la marge étroite de temps pendant la quel l'avion peut rester dans le ciel.

Notre travail consiste à faire l'étude du circuit d'alimentation carburant du BOEING 737-800 et de réaliser une maquette de simulation à intérêt pédagogique qui montre le fonctionnement de celui-ci. Le premier chapitre consiste en une présentation générale du B737-800, suivi du deuxième chapitre qui est consacré pour la description et le fonctionnement du système carburant de celui-ci, puis le troisième chapitre ou on a présenté la maquette, ensuite le quatrième chapitre qui s'articule sur la maintenance et l'initiation à la recherche de pannes du système.

L'étude que nous présentons montre jusqu'où la complexité du circuit peut aller lorsque entrent en jeu les propriétés particulières des carburants et les exigences de fiabilité et de sécurité.

CHAPITRE I

Présentation du Boeing 737-800

1/ HISTORIQUE

Le Boeing 737 est un avion de ligne, bi-réacteur, court ou moyen courrier, construit par la société Boeing (USA). Il est le leader du trafic aérien moderne et l'avion de ligne le mieux vendu. Jusqu'ici plus de 4850 avions du 737-family ont été commandés. En effet, toutes les cinq secondes un Boeing 737 décolle quelque part dans le monde. Il est le premier avion dans l'histoire à avoir exécuté plus de 100 millions d'heures de vol et à avoir transporté plus de six milliards de passagers.

Le premier vol de cet avion a eu lieu le 9 avril 1967. Cette histoire unique de succès a commencé avec la commande et l'acquisition de la compagnie allemande « Lufthansa » pour le premier 737-100. L'avion partage 60% de sa cellule avec le Boeing 727, y compris les moteurs de même type (3 sur le B 727).

Seulement deux mois après le modèle 100, le premier Boeing 737-200 a déjà volé sous les couleurs de la compagnie américaine « American Airlines » il était deux mètres plus long et d'une capacité de 95 à 124 passagers.

En mai 1971 le Boeing 737-200 ADV a vu le jour, il n'a probablement pas différé de son prédécesseur en taille mais en technologie. Il a eu des moteurs plus forts et plus silencieux avec une moindre consommation de carburant. Cependant l'électronique a été améliorée, ainsi que les matériaux modernes qui économisent le poids.

Le B737-300 a suivi avec un fuselage allongé pouvant accueillir 110 à 149 passagers, équipé de réacteurs à moindre consommation CFM-56-3B de 9000 Kg de poussée.

Par la suite, le B737-400 verra le jour, avec une cabine encore allongée. Les versions 500, 600 et 700 à fuselage raccourci arrivèrent sur le marché avant les 737-800 / 900 aux fuselages très longs. Ces dernières versions disposent de tableaux de bord à écrans cathodiques et à cristaux liquides de dernière innovation et de nouveaux réacteurs plus puissants. Ils sont donc capables de voler à une altitude de croisière de 12500 m (600 m de plus que l'A320), ce qui permet de survoler au dessus du mauvais temps et donc d'offrir un meilleur confort aux passagers.

2/ LES DIFFERENTES CLASSES DU B737

a) Les B737 premières générations

Les modèles 100 et 200 sont considérés comme B737 Première génération, ils sont motorisés par des réacteurs Pratt & Whitney JT8D (1 144 ont été produits). 60% de la cellule et beaucoup de systèmes ont été copiés du B727 ; voir *figure (I-1)*.

b) Les B737 générations classiques

Les modèles 300, 400 et 500 sont considérés comme : « 737 classique generation » plus modernes et plus économiques, équipés de réacteurs CFM56-3 de la société CFM international. La conception de ces modèles a débutée les années 1980. 1990 exemplaires ont été produits.

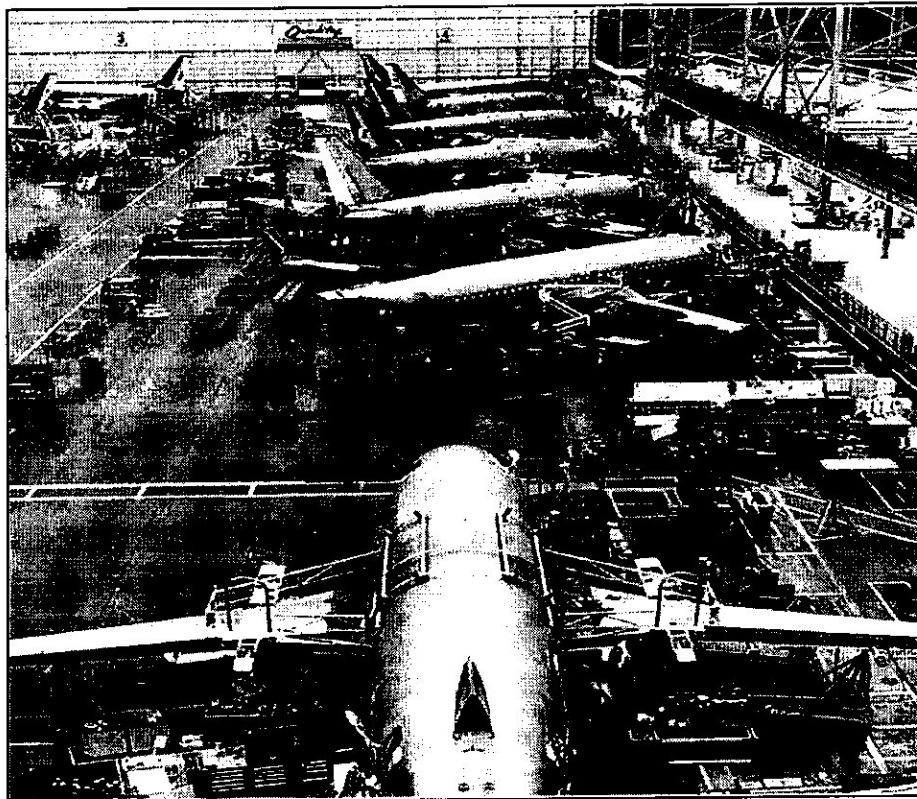


Figure (I-1) : production des B737 ancienne génération

c)-Les B737 nouvelles générations :

Les modèles 600, 700, 800 et 900 sont considérés comme 737NG (next generation) ou 3^{ème} génération équipés de réacteurs CFM56-7B et d'un cockpit ultramoderne entièrement numérique. Déjà plus de 1200 appareils de cette génération ont été produits. Les avions 737NG peuvent voler plus rapidement, plus haut et plus économiquement que leurs prédécesseurs. Ceci a été atteint par les nouvelles ailes qui ont une faible résistance à l'air (traîné) et les nouveaux moteurs CFM56 7B. *Voir figure (I-2)*



Figure (I-2) : production des B737 nouvelle génération

3/ PRESENTATION DU B737-800

Le Boeing 737-800 est un avion de ligne, bi-réacteur (deux moteurs de type CFM56 7b, un sous chaque aile), court ou moyen courrier, construit par la société Boeing commercial airplane company (USA).

Le premier vol de cet avion a eu lieu le 31 juillet 1997, il a été mis en service en 1998 et peut transporter jusqu'à 189 passagers.

a) Les caractéristiques du B737-800

Les caractéristiques du Boeing 737-800 sont résumées dans le *tableau (I-1)* ci-dessous. *Voir les figures (I-3, I-4).*

-Tableau (I-1) les caractéristiques du B737-800 :

Envergure d'aile	35.8m
Longueur	39.472m
Hauteur	12.459m
Largeur maximale de la cabine	3.56m
Masse maximale au décollage	70.530kg
Masse maximale à l'atterrissage	65.320kg
Poids à vide	41.480kg
Charge maximal utile	20.270kg
Volume de la soute	45m ³
Capacité maximale de carburant	22.137kg

b) Les performances du B737-800

Les performances du Boeing 737-800 sont résumées dans le *tableau (I-2)* ci-dessous.

-Tableau (I-2) les performances du B737-800 :

Maximum poussé	2x24.000lb
Vitesse de décollage	290km/h
Vitesse d'atterrissage	205-283km/h
Vitesse de croisière moyenne	848km/h
Vitesse de croisière maximale	880km/h
Altitude maximum de croisière	12.497m
Consommation	2.600kg/h (2 950 l/h)
Distance franchissable (portée)	5 420 Km
Distance de décollage	2 800 m

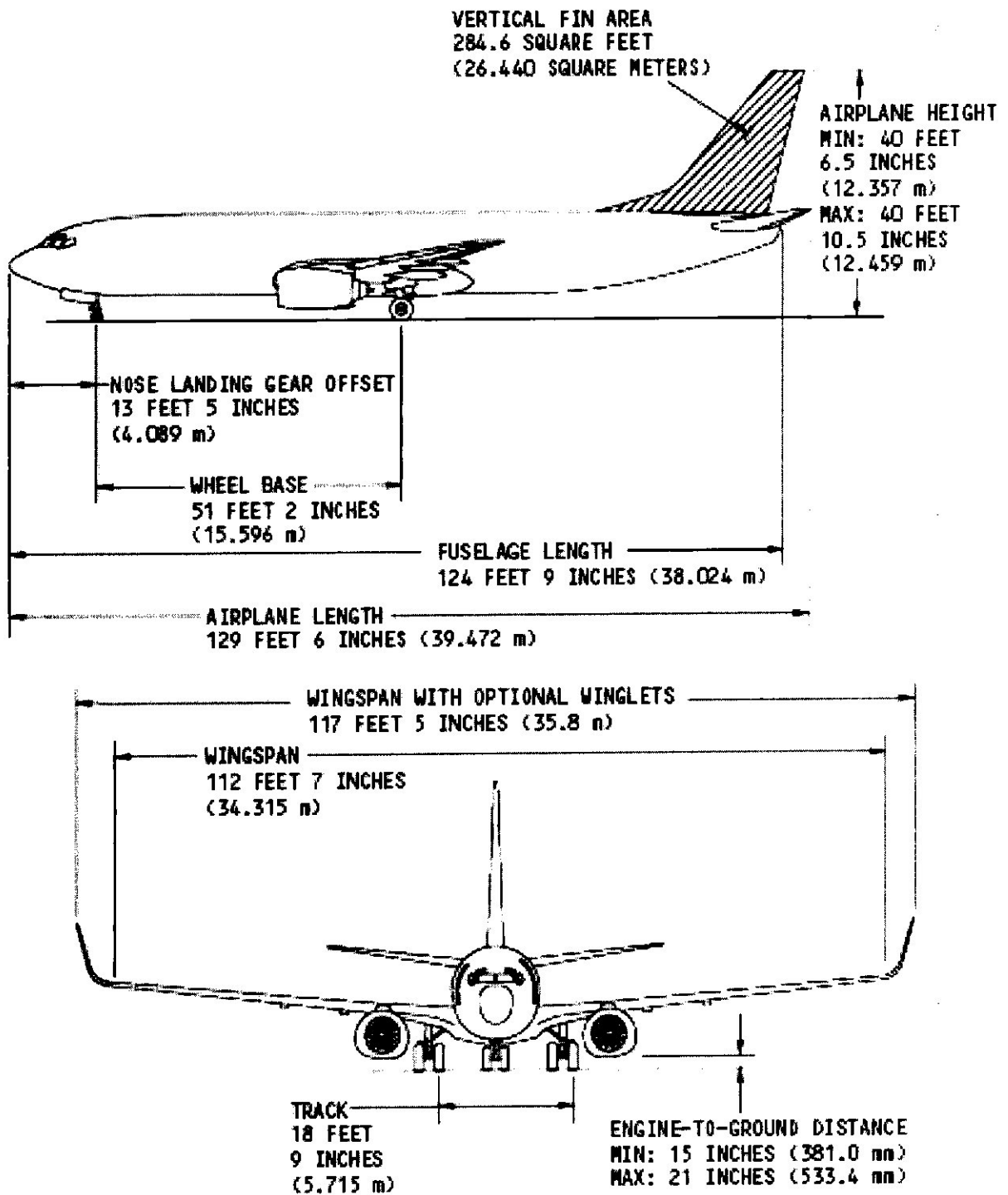


Figure (I-03) : Les dimensions du B737-800

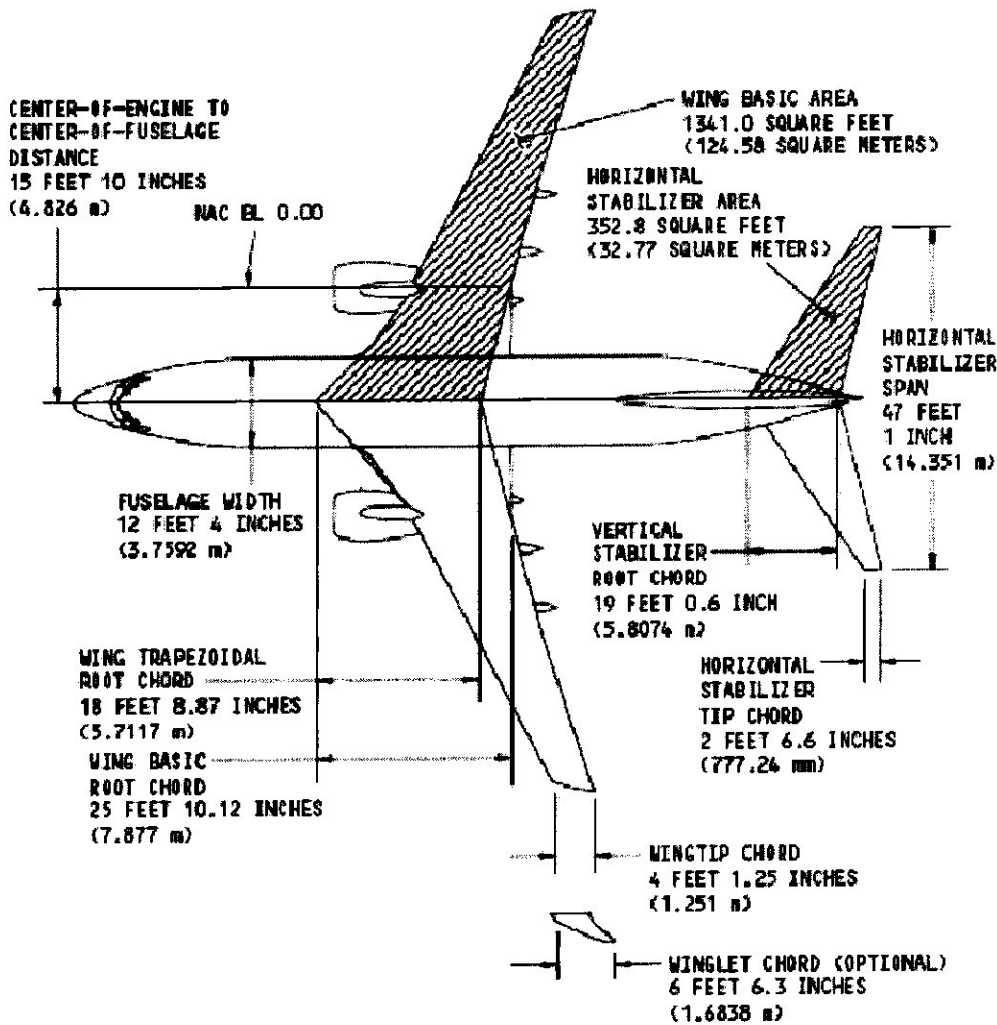


Figure (I-4) : Les dimensions du B737-800.

c) Les moteurs :

Le B737-800 est motorisé par deux turbofans (CFM56-7B 24), voir figure (I-05-). Le CFM56-7B est un turbo fan, double corps à flux axial à haut taux de dilution, court et léger et d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance. Il délivre une poussée à l'avion et assure la puissance des circuits de bord. Ses caractéristiques sont inscrites dans le tableau ci-dessous ; voir tableau (I-3).

-Tableau des caractéristiques et performances du moteur CFM56-7B 24 :

Poussée	24000 lb
Diamètre du fan	1.55 m
Poids du moteur a vide	2358 Kg
Masse de la nacelle avec moteur	3300 Kg
Longueur	2.629 m
Taux de compression	32
Taux de dilution	5.3
Mach	0.8
Débit d'air au décollage	385 Kg / h
N1 max	(104%) 5380tr/mn
N2 max	(105%) 15183 tr/mn
Vitesse moyenne d'éjection des gaz (décollage)	295m/s
Consommation spécifique	0.59kg/h/n
Générateur électrique	90kva
EGT max	950c°

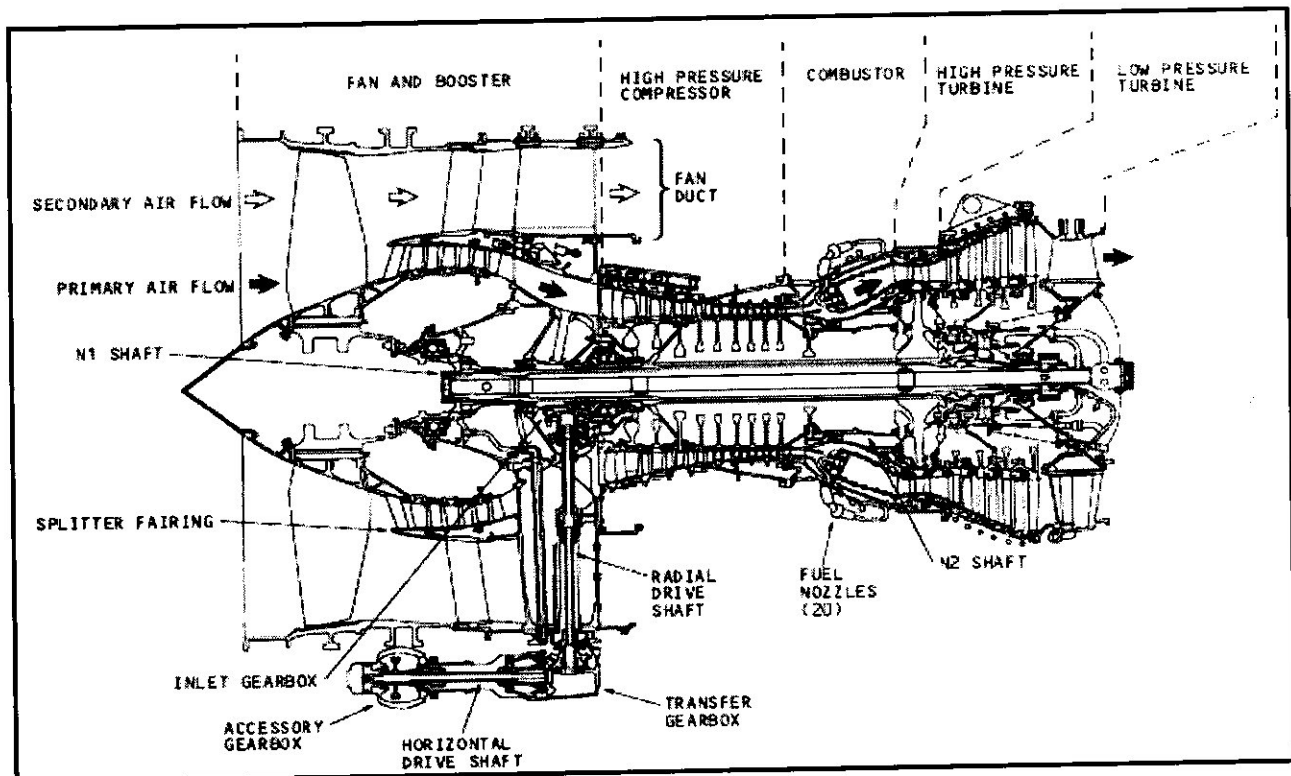


Figure (I-5) : Vue en coupe du moteur CFM56-7B.

CHAPITRE II

Description et fonctionnement du
système carburant du B737-800

1/ INTRODUCTION

Sur un avion, le circuit d'alimentation doit être capable de fournir un débit uniforme de carburant, libre de toute impureté et sous pression constante, au carburateur ou au régulateur.

Le circuit doit pouvoir répondre aux demandes variables des moteurs et délivrer la totalité du carburant disponible quelles que soient les conditions de vol de l'aéronef.

2/ LES CARBURANT D'AVIATION

Les carburants d'aviation doivent répondre à des normes strictes permettant de garantir à la fois des performances élevées et une grande sécurité d'utilisation. Selon qu'il s'agisse d'essence pour les moteurs à pistons, ou de kérosène pour les moteurs à réaction, les carburants doivent répondre à des normes spécifiques différentes.

La majorité des carburants sont des mélanges d'hydrocarbures contenant légèrement plus de carbone et de soufre que l'essence.

Une spécification importante à considérer dans un carburéacteur est son point d'éclair, qui est définis comme étant la température à laquelle il dégage suffisamment de vapeur pour s'enflammer au contact d'une petite flamme genre veilleuse.

Le kérosène a l'avantage d'un point d'éclair assez élevé (+38C°), qui en fait un produit ne dégageant pas de vapeurs dangereuses dans les conditions habituelles de température au sol. Il peut donc être manipulé sans précautions particulières et il présente, selon les experts, un danger moindre en cas d'accident au sol que le carburant coupé d'essence.

Toutefois, il présente un point éclair plus élevé et un point de congélation plus (-40C°).et sa densité est plus grande que le carburéacteur à coupe large ; il produit alors une plus grande énergie calorifique au litre. Sa volatilité est si faible qu'il n'y a que très peu de perte par évaporation en altitude. Son appellation officielle est JetA.

3/ LES CARACTERISTIQUES DU KEROSENE

3.1/ Les propriétés liées au mode de combustion

Dans un turboréacteur, le fait que la combustion par propagation ne se déroule à aucun moment en milieu confiné, supprime évidemment tout risque de cliquetis.

On n'attachera donc ici aucune importance aux propriétés chimiques du carburant relatives à sa résistance à l'auto inflammation.

La vitesse de propagation de la flamme, propre à chaque hydrocarbure, pourrait au contraire exercer une influence déterminante sur la stabilisation de la flamme.

Tout de même, les propriétés déterminantes du carburéacteur seront plutôt liées à la préparation du mélange carburé, au rayonnement de la flamme et à la formation éventuelle de dépôt de carbone.

a) Les caractéristiques physiques

Pour que la combustion se déroule de façon satisfaisante, le carburant doit se vaporiser rapidement et se mélanger à l'air. Bien que le dispositif d'injection et la chambre de combustion jouent un rôle très important, des propriétés comme la volatilité, la tension superficielle et la viscosité du carburéacteur peuvent influencer notablement sur la qualité de pulvérisation et la pénétration du jet.

- Volatilité :

La volatilité désigne l'aptitude d'un carburant à s'évaporer. Les différents hydrocarbures qui composent une essence d'aviation n'ont pas tous le même degré de volatilité, mais la marge des différentes volatilités doit être contenue entre certaines limites pour donner les performances et la sécurité optimales. Une volatilité élevée favorisera la préparation du mélange carburé et le démarrage des moteurs.

- Tension superficielle :

Une tension superficielle relativement faible permet d'assurer une bonne pulvérisation.

- Viscosité :

Bien que la viscosité intervienne aussi dans la pulvérisation du carburant, la valeur maximale citée dans les spécifications permet d'obtenir une pompabilité suffisante, même aux très basses températures ; et de minimiser les pertes de charges dans les canaux de distribution. Comme dans le cas du gazole, une viscosité trop faible serait préjudiciable pour les pompes d'injection, qui fonctionnent pourtant à basse pression.

b) les Caractéristiques thermochimiques

Pour maintenir un rendement énergétique suffisant et assurer la longévité des matériaux constituant le tube à flamme et la turbine, il est nécessaire d'obtenir la flamme claire minimisant les échanges de chaleur par rayonnement et limitant la formation de dépôt de carbone.

Les hydrocarbures en chaînes droites (paraffines et oléfines) brûlent généralement en produisant une flamme claire alors que les composés cylindrique (aromatiques et naphthéniques)

produisent une flamme fuligineuse. C'est la raison pour laquelle la teneur en aromatique du carburéacteur est normalisée.

3.2/ Propriétés liées aux conditions d'emploi

Les règles strictes de sécurité imposent aux carburateurs un certain nombre de contraintes visant à assurer dans n'importe quelles conditions (basse pression, basse température) un fonctionnement parfait. Le carburateur embarqué à bord de l'avion servant également de fluide caloporteur doit aussi posséder une bonne stabilité thermique.

La présence éventuelle de substances nocives (eau, gomme, produits corrosifs) formés notamment au cours du stockage, risque de perturber l'alimentation en carburant ou détériorer certains organes du système.

a) Pouvoir calorifique

Le pouvoir calorifique est une propriété importante du carburant dans la mesure où il conditionne le rayon d'action de l'avion. Selon le type d'application on s'intéressera au pouvoir calorifique massique ou au pouvoir calorifique volumique.

b) Les effets de l'altitude

- *Perte par évaporation :*

Dans un réservoir d'avion mis à la pression atmosphérique ambiante, les pertes par évaporation qui en résultent doivent être absolument évitées en raison de leur incidence en matière de sécurité et de rayon d'action. En raison d'une mauvaise conductivité du réservoir, le carburant est toujours moins froid que l'atmosphère ambiante, les pertes par évaporation dépendent de la température initiale et de la vitesse de refroidissement en fonction du temps.

- *La solubilité des gaz :*

La solubilité des gaz dans un produit pétrolier dépend de sa masse volumique, de sa viscosité et de la tension superficielle mais également de la température. Pour l'air, il apparaît que la solubilité diminue en même temps que la température ; il y aura donc lors de la montée en altitude, un dégagement de l'air dissous dans le carburant au sol. L'évaporation pourra donc commencer à des altitudes plus basses d'autant que le carburéacteur contiendra plus d'air dissous.

- *La teneur au froid :*

Après deux ou trois heures de vol à l'altitude de croisière les réservoirs ont pratiquement atteint la température extérieure ambiante. Ainsi au cours de vol de type moyen ou long courrier, la

température du carburéacteur peut descendre jusqu'à (-40°C). Il est important alors que le carburant reste suffisamment fluide pour assurer l'alimentation des réacteurs, la contrainte est le risque de formation de fines gouttelettes qui commencent à geler dès que la température atteint (0°C), ce qui

d) La corrosion**- *détection de soufre et des composés sulfurés :***

La teneur en soufre des carburateurs ne doit pas excéder 0.3% en masse afin de limiter les risques d'usure corrosive par l'acide sulfurique dans les zones vulnérables : chambre de combustion et turbine.

e) La stabilité au stockage

Comme tous les autres carburants, le carburateur doit conserver toutes ses qualités entre sa sortie de raffinerie et l'alimentation des moteurs, malgré les opérations de transport et de stockage (cuves, réservoirs) sous des conditions parfois sévères. La chaleur, l'action de l'oxygène et de l'humidité constituent dans ce domaine des facteurs aggravants. Le contrôle de stabilité est donc particulièrement important.

- *la formation des gommes :*

Les gommes résultant de réaction d'oxydation ou de polymérisation peuvent conduire à la formation des dépôts ou de vernis qui risquent de perturber l'injection de carburant ou de diminuer l'efficacité des échangeurs de chaleur.

La stabilité à l'oxydation du carburateur peut éventuellement être améliorée par l'emploi d'additifs anti-oxydants.

- *La teneur en cuivre :*

Il est connu que le cuivre joue un rôle de catalyseur dans la réaction d'oxydation. Pour cela, la quantité de cuivre dans le carburant doit être surveillée.

- *La présence d'eau :*

La « chasse à l'eau » constitue un souci permanent, les principaux problèmes liés à sa présence éventuelle dans les carburants sont les suivants :

- La formation de micro-cristaux de glace à partir de 0°C qui risquent de colmater les filtres et les canalisations.

- L'humidité constitue un facteur aggravant de la corrosion (pipe-line, cuves, réservoirs, équipements de l'avion) diminuant d'autant la durée de vie des installations. Les débris solides provenant de cette dégradation peuvent de plus perturber l'alimentation en carburant des moteurs.

4/ PRESENTATION GENERALE DU CIRCUIT CARBUTANT DU B737-800

Le circuit de carburant du B737-800 comprend trois réservoirs, des robinets de purge, des puisards, des vannes d'arrêt, des conduites et de nombreux autres éléments pour assurer une alimentation adéquate.

La portion de la structure interne de l'aile comprise entre les longerons est scellée pour former des réservoirs structuraux. Chacun des trois réservoirs renferme deux pompes d'appoint identiques à moteurs électriques fonctionnant au courant alternatif.

Chaque réacteur peut être alimenté par n'importe quel réservoir. Les pompes d'appoint des réservoirs 1 et 2 sont équipées de clapet de dérivation. En cas de panne électrique, les pompes mécaniques entraînées par les réacteurs aspirent le carburant à travers les clapets de dérivation.

Les pompes d'appoints sont situées de façon à fournir la plus grande quantité possible de carburant utilisable et à éviter l'ingestion d'air, quelque soit l'assiette de vol. de plus, des clapet de retenue situées dans les nervures assure le maintien de l'alimentation des pompes d'appoint lors des assiettes très cabrées et des grandes inclinaisons.

La plupart des éléments du circuit de carburant sont situés à l'intérieur des réservoirs ; toutefois, les éléments constitués d'un seul bloc, tel que les pompes d'appoint, les robinets de purge, les vannes d'arrêts et les jauges à écoulement peuvent être démontés, en y accédant par l'intrados de l'aile ou le longeron avant, sans vidanger les réservoirs.

Le réservoir numéro 1 alimente normalement l'APU (groupe auxiliaire de bord). La conduite de carburant de l'APU consiste en un tuyau à enveloppe circulant sous le plancher à l'intérieur de la cabine pressurisée. Cette conduite comprend une enveloppe rigide étanche qui recouvre un tuyau flexible. L'espace entre l'enveloppe et le tuyau est drainé vers l'extérieur au moyen d'un drain profilé.

5/ LES DIFFERENTES FONCTIONS DU SYSTEME

Le système carburant du B737-800 présente les sous systèmes suivant : *voir figure (II-1)*

1. le stockage de carburant
2. avitaillement en carburant
3. alimentation des moteurs
4. alimentation de l'APU
5. vidange de carburant
6. indications du système carburant

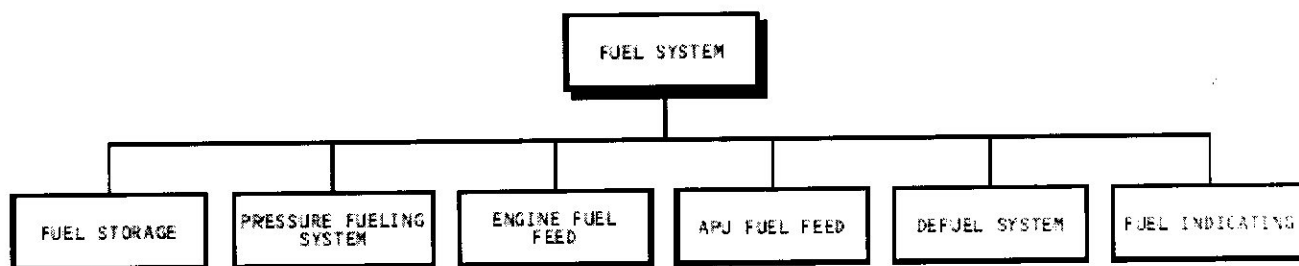
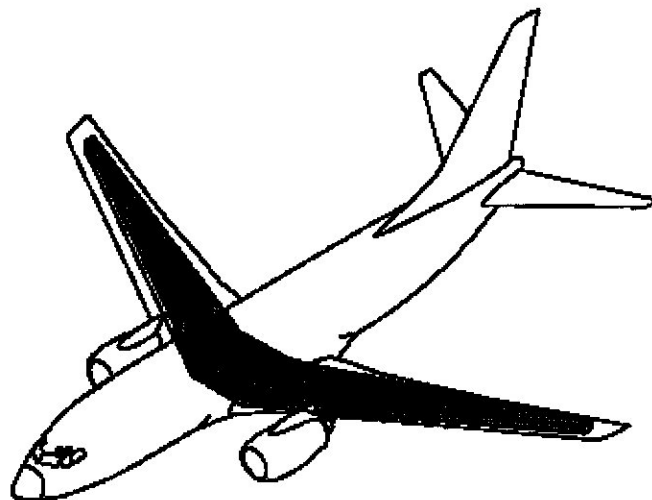


Figure (II-01) : Les différentes fonctions du système carburant

5.1/ LE STOCKAGE DU CARBURANT

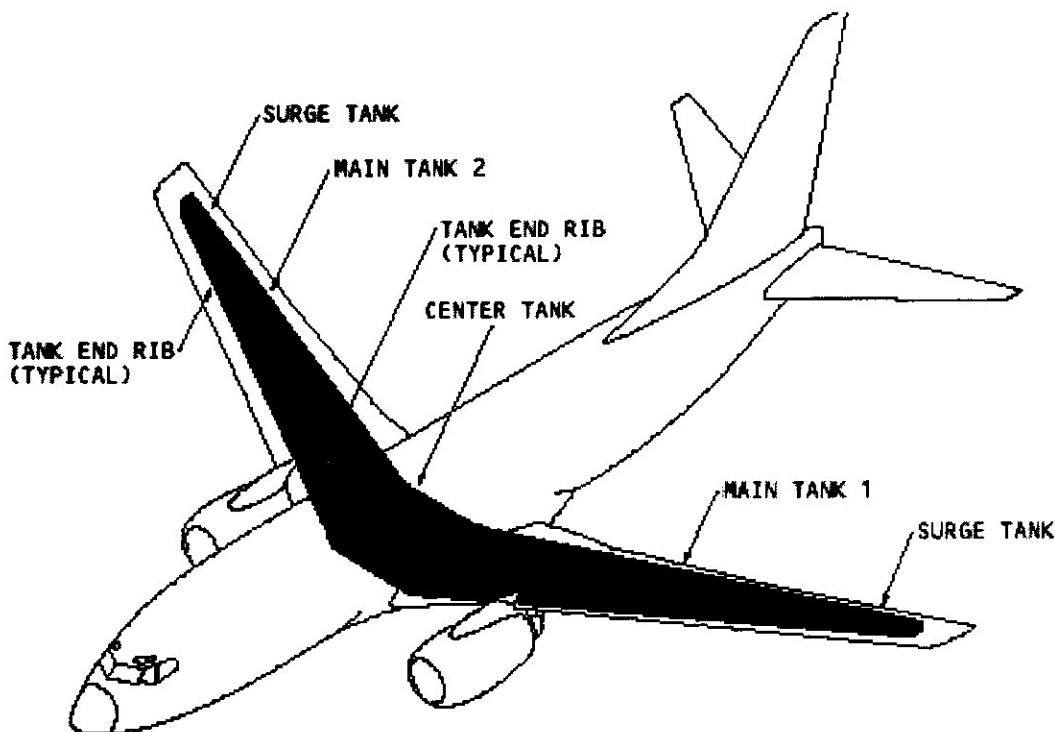
a) Les réservoirs de carburants

Le carburant est contenu dans trois réservoirs, deux réservoirs principaux N°1 et 2 qui sont intégrés dans la structure des ailes et un réservoir central qui se situe dans le fuselage et qui s'étend aux emplantures des ailes.

♦ La capacité :

La capacité de chaque réservoir principal est de 8.630 livres (3.915 kgs), et la capacité du réservoir central est de 28.830 livres (13.066 kgs).

La capacité de réservoir de carburant de l'avion n'inclut pas des réservoirs d'équilibrage qui ont une capacité de 235 livres (107 kgs) chacun. *Voir figure (II-2)*



FUEL TANK CAPACITY		
	LB	KGS
MAIN TANK 1	8,630	3,915
MAIN TANK 2	8,630	3,915
CENTER TANK	28,803	13,066
TOTAL	46,063	20,896

Figure (II-2) : La capacité des réservoirs

b) Technologie des réservoirs

Les réservoirs du Boeing 737-800 sont de type structuraux. Ils sont réalisés en colmatant tous les orifices de l'intérieur des ailes (rivets, joints, trappes d'inspection, etc.) à l'aide d'un mastic d'étanchéité spécial. Les réservoirs structuraux permettent un allègement considérable par rapport aux réservoirs classiques. Leur construction est toutefois délicate car il est bien difficile de définir la démarcation précise entre trop de mastic (excès de masse) et pas assez (fuites).

Les nervures de l'aile forment naturellement des chicanes qui servent à éviter le ballonnement du carburant lorsque l'avion est soumis à des turbulences ou des manœuvres

brutales et à éviter les augmentations et les diminutions brutales de pression du carburant. Elles servent également à isoler les différentes sections du réservoir. Voir figure (II-3,1et2)

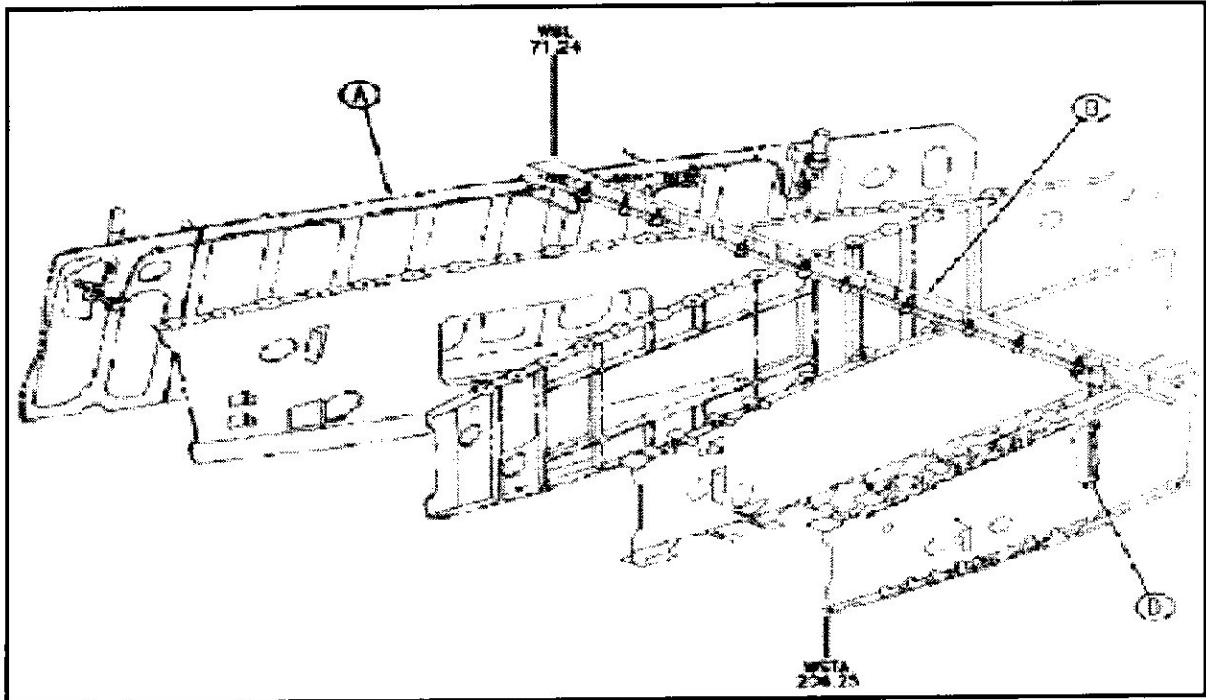


Figure (II-3,1) : La structure chicanée des réservoirs

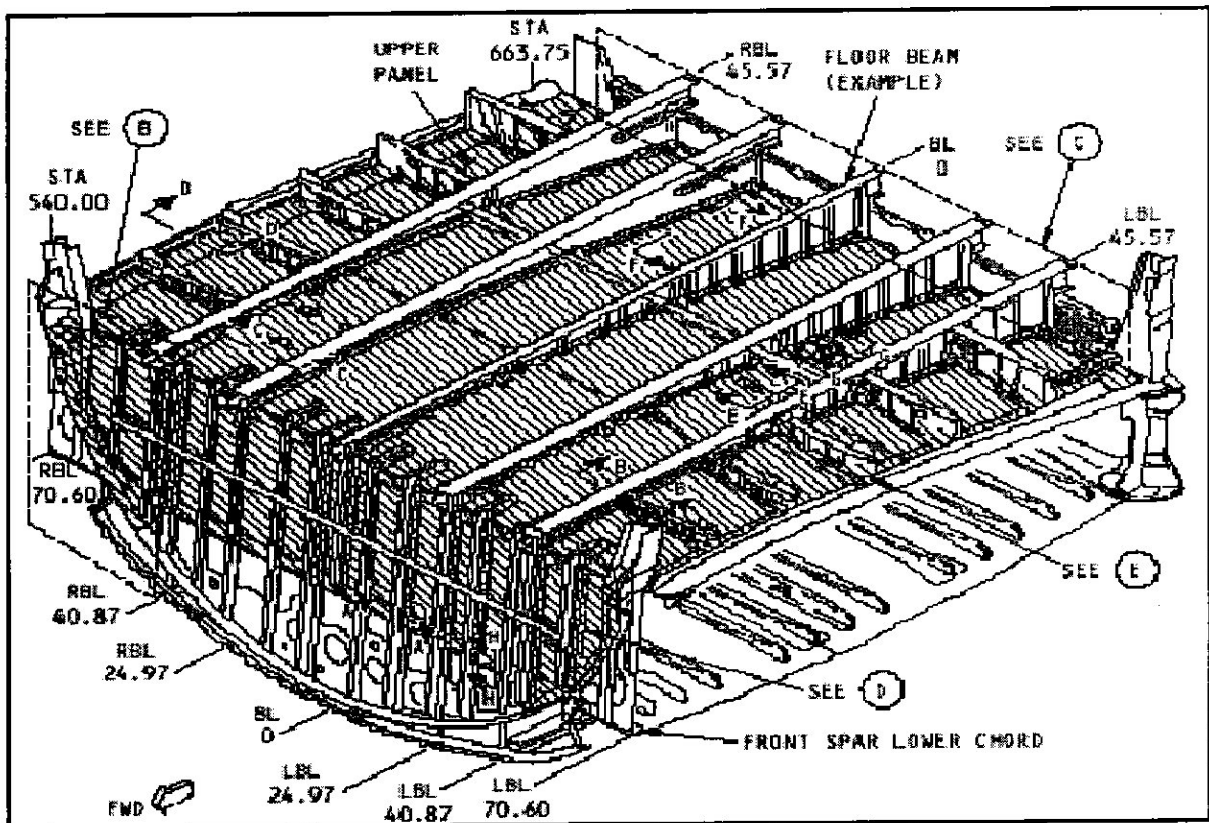


Figure (II-3,2) : La structure chicané des réservoirs

c) Localisation des réservoirs

La séparation des réservoirs du Boeing 737-800 est obtenue à l'aide des nervures de la structure des ailes. Le réservoir principal N°1 est situé entre la nervure 5 et la nervure 22. L'endroit du réservoir principal N°2 est identique.

Le réservoir central est situé entre la nervure 5 dans l'aile gauche et la nervure 5 dans l'aile droite. Cependant les réservoirs d'équilibrage sont localisés dans chaque extrémité d'aile entre la nervure 22 et la nervure 25.

d) Les portes d'accès aux réservoirs

Les portes d'accès au réservoir de carburant dans l'aile permettent l'entrée dans chaque réservoir principal. Ils sont situés sur le revêtement inférieur de l'aile. Les portes d'accès au réservoir central permettent l'entrée dans celui-ci par le fuselage, elles sont localisées dans le compartiment gauche de climatisation. *Voir figure (II-4)*

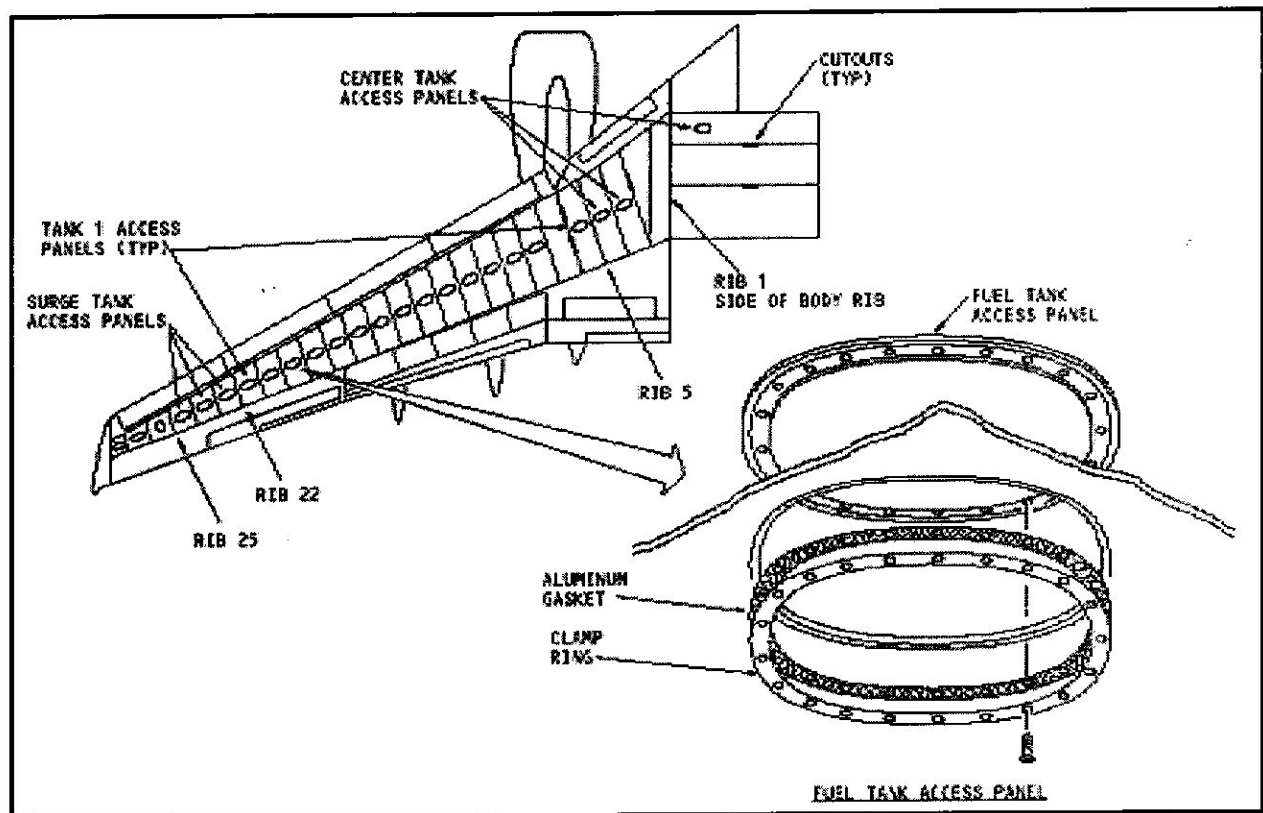


Figure (II-4) : Les portes d'accès aux réservoirs

e) Soupapes de vidange des réservoirs

Les soupapes de vidange permettent la vidange des réservoirs de carburant, elles sont installées dans les parties basses des réservoirs au revêtement inférieur des ailes.

Les soupapes de vidange du réservoir principal N° 1, et du réservoir principal N°2 sont situées l'extérieur de la nervure cinq (5).

La soupape de vidange du réservoir central est au centre du réservoir. L'accès à celle-ci se fait à travers une porte d'accès située sur le revêtement inférieure du fuselage entre les deux portes d'accès de climatisation. Cependant la soupape de vidange des réservoirs d'équilibrage est située à l'extérieur de la nervure 22 sur le fond de l'aile.

f) Le circuit de mise à l'air libre

Chaque réservoir est mis à l'air libre par des canaux situés dans les raidisseurs de la partie supérieure de l'aile. Les orifices de mise à l'air libre à l'intérieur des réservoirs sont placées de façon à assurer une aération adéquate quelle que soit l'assiette de vol.

Toutes les conduites de mise à l'air libre aboutissent aux réservoirs d'équilibrage situés dans les bouts d'aile. Des clapets à flotteur, se fermant lorsque le carburant atteint le niveau des orifices de mise à l'air libre, servent à éviter qu'une quantité excessive de carburant pénètre dans les canalisations de mise à l'air libre lors des changements d'assiette. Cependant, le carburant qui entre malgré tout dans le circuit de mise à l'air libre s'accumule dans les réservoirs d'équilibrage. Il retourne au réservoir central quand l'avion reprend le vol en palier.

Chaque réservoir d'équilibrage renferme une colonne montante reliée à une entrée d'air non givrable située en dessous de l'aile. En vol de croisière, ces prises d'air dynamiques maintiennent une pression positive sur le carburant de chaque réservoir.

Les conduites de mise à l'air libre sont conçues pour recevoir le débordement des réservoirs et l'acheminement du carburant vers les réservoirs d'équilibrage au cas où le système automatique d'arrêt d'avitaillement ferait défaut. Le circuit permet de supporter un trop-plein sous des pressions d'avitaillement 40% supérieures au maximum autorisé sans qu'il en résulte des dommages à la structure de l'aile.

5.2/ L'AVITAILLEMENT

a) Généralité

Le Boeing 737-800 possède un système d'avitaillement à une seule entrée permettant le remplissage au taux de 19l/s (300gal/min), situé dans le bord d'attaque de l'aile droite, à l'extérieur du fuseau moteur, le poste d'avitaillement comprend : *Voir figure (II-5)*

- Un raccord d'avitaillement sous pression (identique a celui du B707et du B727).
- Des vannes à solénoïde pour chaque réservoir (permettant le remplissage d'un réservoir à la fois ou de tous les réservoir en même temps).
- Des témoins lumineux bleus de position de vanne
- indicateur de quantité de carburant pour chaque réservoir.
- Un poussoir d'essai des jauges.
- Un interrupteur de commande de puissance auxiliaire d'avitaillement.
- Une prise pour la mise à la terre.
- Un contacteur à flotteur dans chaque réservoir ferme automatiquement les vannes d'avitaillement quand les réservoirs sont pleins.

L'alimentation électrique pour l'avitaillement peut provenir :

- De l'APU.
- D'un groupe de parc (GPU).
- De la batterie.

On peut aussi effectuer l'avitaillement sans énergie électrique en actionnant les vannes manuellement et en utilisant les jauges à écoulement.

Les réservoirs principaux 1 et 2 sont munis d'orifices d'avitaillement d'extrados. Le carburant contenu dans ces deux réservoirs peut ensuite se déverser dans le réservoir central par transfert au sol.

b) La porte de la station d'avitaillement

La porte de la station d'avitaillement en carburant est Situé sous le bord d'attaque de l'aile droite, l'ouverture de cette porte permet :

- l'accès aux éléments du système d'avitaillement
- l'alimentation du système en puissance électrique en actionnant le commutateur de commande de la puissance

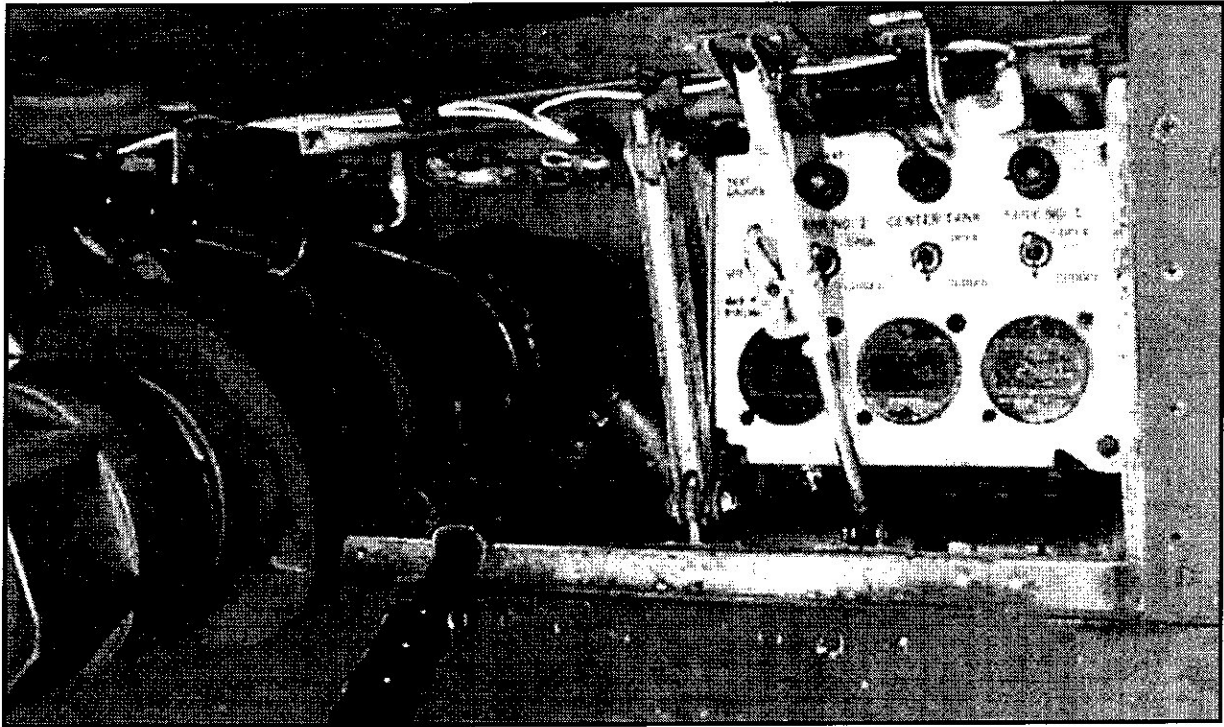


Figure (II-5) : panneau de remplissage carburant

c) **Le système de remplissage**

Il permet l'acheminement du carburant du tuyau d'avitaillement aux réservoirs, il se compose des éléments suivants : *voir figure (II-6)*

1) **Réceptacle de remplissage :**

Le réceptacle de remplissage assure le raccordement du tuyau de remplissage externe.

2) **Collecteur de remplissage :**

Le collecteur de remplissage permet la jonction entre le réceptacle de remplissage et les trois valves de remplissage.

3) **Valves de remplissage :**

Les valves de remplissage commandent l'écoulement du carburant vers les réservoirs, elles sont commandées électriquement par solénoïde mais elles sont actionnées par la pression du carburant de remplissage, en cas de panne électrique les valves peuvent s'ouvrir manuellement.

Les valves de remplissage s'ouvrent automatiquement si les conditions suivantes sont réunies au même temps :

- le panneau de remplissage est sous tension.
- les commutateurs de commande des valves de remplissage sont en position « OPEN ».
- les commutateurs à flotteur indiquent la position non pleine.
- les solénoïdes des valves de remplissage sont excités.
- la pression carburant d'avitaillement est suffisante.

4) Clapet anti-retour de remplissage :

Les clapets anti-retour permettent le démontage du collecteur de remplissage sans avoir recours à la vidange des réservoirs.

5) Le port de vidange :

Le port de vidange permet d'acheminer du carburant de chaque réservoir au collecteur pour des opérations de vidange ou de transfert entre les réservoirs au sol. Cette opération est commandée par la valve de vidange

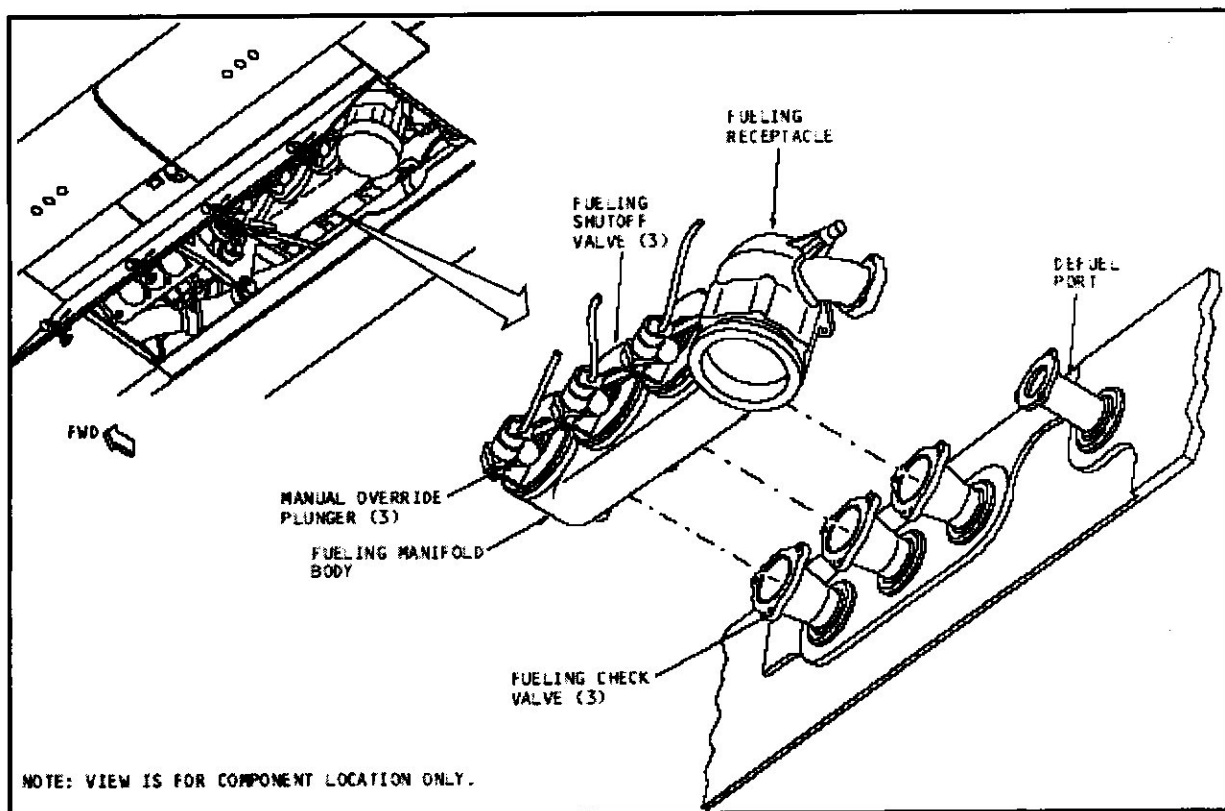


Figure (II-6) : dispositif de remplissage

d) Panneau de commande du remplissage (P15)

Le panneau de commande permet le déroulement et le contrôle de l'avitaillement il se compose des éléments suivants : *Voir figure (II-7)*

1) Témoins lumineux bleus :

Ils sont en nombre de trois, un pour chaque valve de remplissage, le voyant lumineux s'allume en bleu lorsque le solénoïde de la valve est mis sous tension.

NOTA : l'allumage du voyant lumineux, n'est pas une indication d'ouverture de la valve de remplissage, cette dernière qui doit être initialement excitée électriquement s'ouvre sous l'effet du carburant pressurisé.

2) Les commutateurs de contrôle des valves de remplissage :

Se sont des contacteurs à deux positions « OPEN », «CLOSE ». Ils sont en nombre de trois un pour chaque valve :

Si le courant électrique est disponible, lorsqu'on met le commutateur sur la position « OPEN », le solénoïde de la valve s'excite mais la valve ne s'ouvre que s'il y a une pression de carburant suffisante dans la tubulure d'avitaillement.

Lorsque le commutateur est mis en position « CLOSE » le solénoïde de la valve se désexcite et la valve se ferme et reste fermer malgré la présence de carburant sou pression.

3) Les indicateurs de quantité de carburant :

Le panneau de commande de remplissage à trois indicateur de quantité de carburant, un pour chaque réservoir. La quantité de carburant est indiquée dans un format numérique en « Kg ».

Le commutateur de pré-sélection permet de sélectionner la quantité de carburant à laquelle le remplissage s'arrêtera en fermant automatiquement les valves de remplissage.

L'indication de quantité de carburant clignote en marche et en arrêt si la quantité de carburant au remplissage dépasse la capacité du réservoir.

4) Le commutateur d'essai des indicateurs de remplissage :

C'est un commutateur à trois positions avec position intermédiaire neutre.

- En mettant le commutateur sur la position « FUEL SWITCH DOOR BYPASS » le courant électrique 28V CC généré par la batterie, détourne le commutateur de commande de la puissance de

remplissage (qui est actionné automatiquement par l'ouverture de la porte d'avitaillement) et alimente le relais.

Cette procédure se fait lorsque le commutateur de puissance actionné par l'ouverture de la porte fait défaut.

- En mettant le commutateur sur la position « TEST GAUGES » permet de faire un essai d'affichage des indicateurs de quantité de carburant, en fonctionnement normal les indicateurs affiche : « 88880 ».

Les deux positions « FUEL SWITCH DOOR BYPASS » et « TEST GAUGES » sont momentanées.

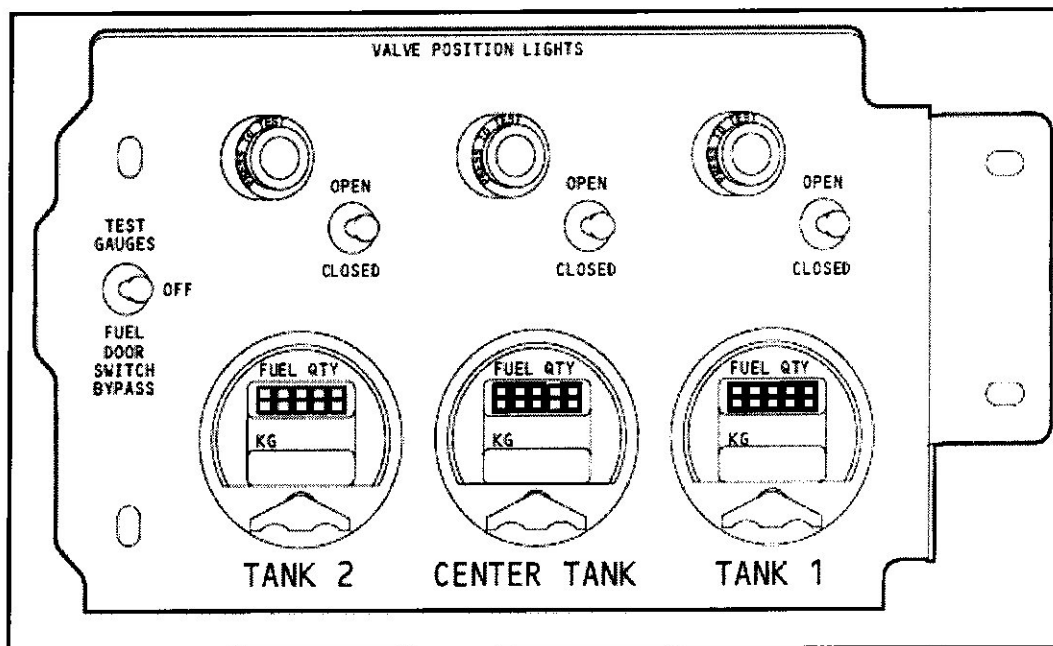


Figure (II-7) : panneau de commande de remplissage carburant

e) Les commutateurs à flotteurs :

Les commutateur à flotteurs sont installés dans les réservoirs (un pour chaque réservoir), ils coupent le remplissage lorsque les réservoirs atteignent leurs capacité maximales. Voir figure (II-8)

Les trois commutateurs sont identiques, chaque un d'eux se compose d'un flotteur dans un logement cylindrique et de connexions électriques.

Lorsque le réservoir est plein, le commutateur envoie un signal pour la fermeture de la valve de remplissage en désexcitant son solénoïde.

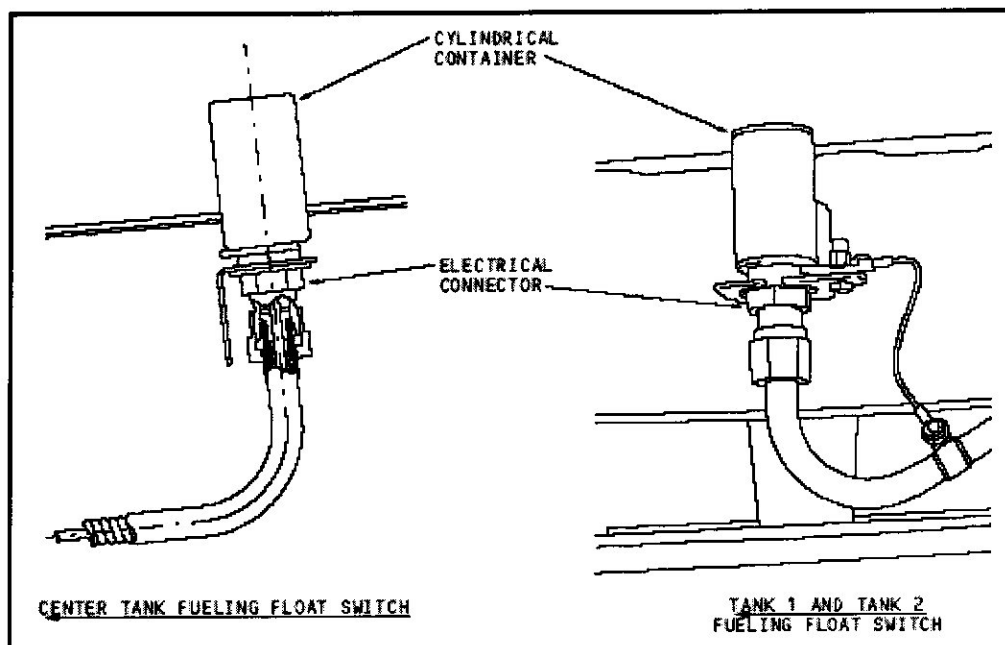


Figure (II-8) : les commutateurs à flotteurs

f- Opération d'avitaillement :

On ouvrant la porte de la station d'avitaillement cette dernière reçoit de la puissance électrique, l'opération d'avitaillement se fait on se référant aux instructions inscrites sur des plaquettes collées à l'intérieur de la porte.

Pour avitailler les réservoirs il faut suivre les instructions suivantes:

1. installer le tuyau de remplissage par pressurisation externe (du camion).
2. faire le test des indicateurs de quantité de carburant en mettant le commutateur de test sur la position « TEST GAUGES » et s'assurer que les indicateurs affichent : 88880.
3. appuyer sur les témoins lumineux bleus et vérifier qu'ils s'allument.
4. ouvrir les commutateurs de commande des valves de remplissage (le carburant commence à débiter vers les réservoirs).

Attention : lorsque l'indication de quantité de carburant clignote les réservoirs ont atteints leurs capacités, il faut couper le débit de carburant du camion.

5. fermer les commutateurs de commande des valves.
6. déconnecter le tuyau de remplissage du camion.
7. vérifier que tous les commutateurs sont en position fermée et que les témoins lumineux bleus sont éteints.
8. fermer la porte de la station de remplissage.

5.3/ ALIMENTATION DES MOTEURS (engine fuel feed)

a) Introduction

Le système d'alimentation fournit le carburant aux moteurs à partir du réservoir principal N°1, du réservoir principal N°2 et du réservoir central.

Les commandes du système d'alimentation du carburant sont :

- le panneau de commande (P5-2).
- les vannes de démarrage des moteurs. (engine start switches)
- les robinets coupe feu des moteurs. (engine fire switches)

b) Éléments du système

Pour assurer l'approvisionnement des moteurs le système utilise les éléments suivants. *Voir figure (II-9)*

- deux pompes de gavage pour le réservoir central (gauche et droite).
- deux pompes de gavage pour le réservoir principal N°1 (avant et arrière).
- deux pompes de gavage pour le réservoir principal N°2 (avant et arrière).
- Valve d'intercommunication (cross feed valve).
- Deux valves d'isolement du système (1 pour chaque moteur).
- Deux valves de séparation
- Quatre pompes de drainage d'eau des réservoirs.
- deux clapets de dérivation (1 dans le réservoir principal N°1 et 1 dans le réservoir principal N°2).

b.1) Les pompes de gavage du réservoir central

Elles sont en nombre de deux ; Chaque pompe de gavage du réservoir central alimente la rampe d'alimentation en carburant sous une pression de 23 PSI et un débit minimum de 9071 Kg /h.

NOTA - *Les deux pompes de gavage du réservoir central sont identiques.*
- *il est possible de démonter une pompe sans avoir à vidanger le réservoir.*

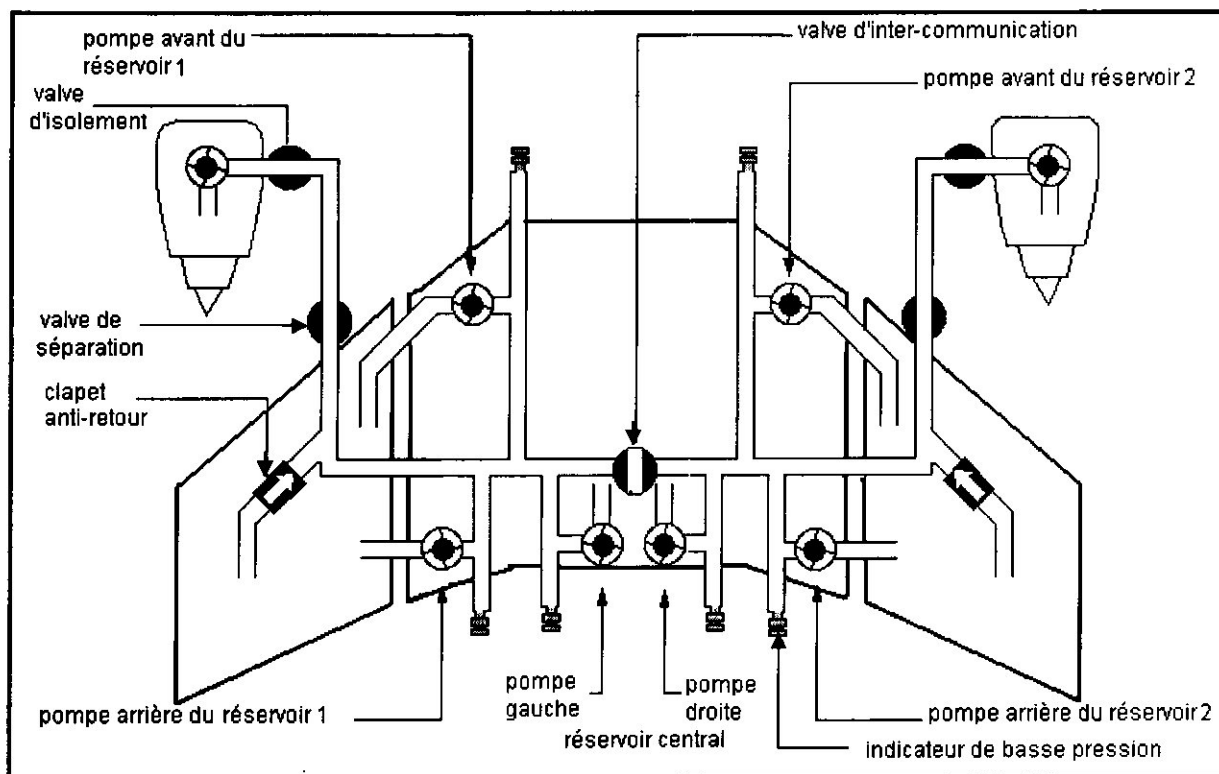


Figure (II-9) : Eléments du système de carburant

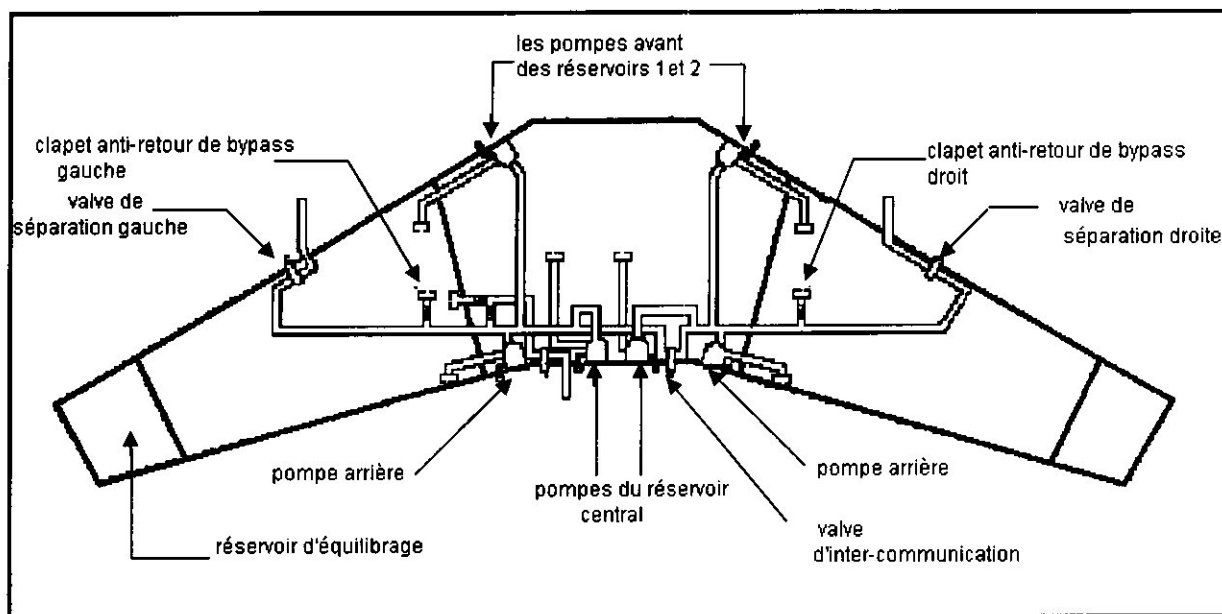


Figure (II-10) : Localisation des éléments

a - Localisation :

Les deux pompes de gavage du réservoir central sont situées sur le longeron arrière de l'aile. L'accès à ces pompes se fait par la soute du train d'atterrissage. *Voir les figures (II- 10 et 11)*

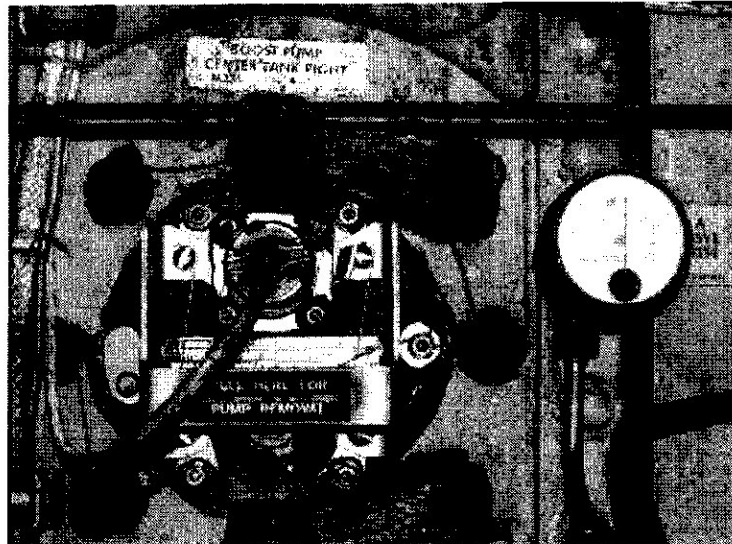


Figure (II-11) : pompe droite du réservoir central

b - Technologie des pompes :

Les pompes assurent la mise en pression du circuit et le gavage des pompes carburant haute pression entraînées par les réacteurs. Elles sont de type centrifuge.

Chaque pompe est entraînée par un moteur électrique alimenté en 115V triphasé par les bus de transfert de l'avion.

Les pompes sont alimentées électriquement par des bus différentes afin d'éviter l'arrêt des deux pompes d'un même réservoir en cas de panne.

Une pompe de gavage se compose d'un logement et d'un moteur électrique ; *Voir figure (II-12)*

Le logement : il est intégré dans la structure du réservoir, il comporte les éléments suivants :

- un clapet anti-retour de refoulement
 - clapet anti-retour de démontage
 - clapet anti-retour de vapeur
- Le clapet anti-retour installé sur le refoulement empêche le retour du carburant à travers la pompe quand elle n'est pas en fonctionnement.

- Le clapet de démontage permet le démontage du moteur de la pompe sans avoir recours à la vidange du réservoir.
- Le clapet anti-retour de vapeur permet de purger la pompe et d'empêche une inversion d'écoulement de carburant du réservoir à travers la pompe.

Le moteur : il comportant une roue à aube, fonctionnant au courant alternatif 115V

c - **Indicateur de baisse de pression :**

C'est un capteur de la baisse de pression de pompe (de type manocontact) installé sur le refoulement de la pompe, il envoie le signal de baisse de pression au panneau de commande P5-2 du cockpit si la pression de la pompe est de 22 PSI ou moins

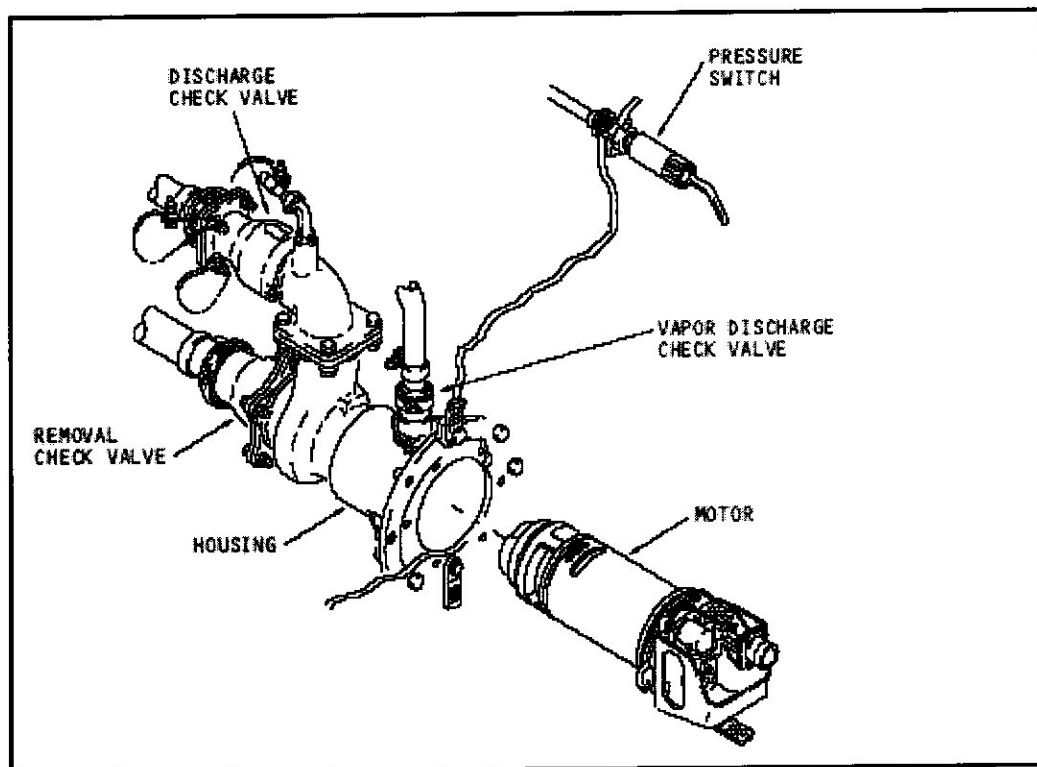


Figure (II-12) : pompe électrique du réservoir central

d - **Fonctionnement :**

La pompe de gauche du réservoir central est commandée électriquement par le commutateur haut gauche du panneau de commande.

En mettant le commutateur sur la position « ON » les bus de transfert de l'avion alimentent la pompe en courant alternatif 115V. La pompe pressurise le carburant et l'envoie vers la rompe d'alimentation. *Voir Figure (II-13)*

Le voyant « LOW PRESSURE » haut gauche s'allume lorsque le commutateur de la pompe gauche est en position «ON » et la pression de la pompe est de 22 PSI ou moins.

NOTA : - *Le fonctionnement de la pompe droite du réservoir central est le même que celui de gauche.*
 - *Les deux pompes sont interchangeables*

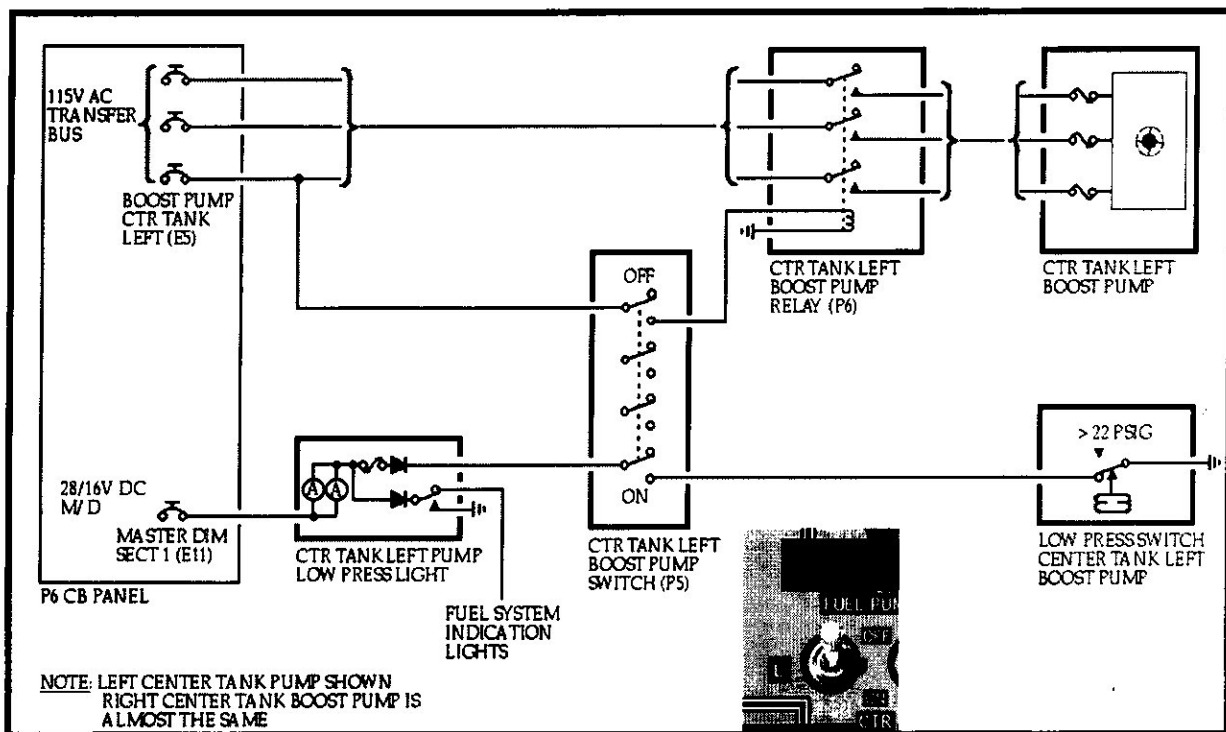


Figure (II-13) : Schéma électrique de fonctionnement des pompes du réservoir central

b.2) Les pompes de gavage des réservoirs principaux

Elles sont en nombre de deux pour chaque réservoir principal :

- pompe avant
- pompe arrière

Elles alimentent la pompe d'alimentation de carburant à partir du réservoir principal N°1 et 2 sous une pression minimale de 10 PSI.

NOTA : - Les quatre pompes des deux réservoirs principaux sont interchangeables.

- Il est possible de démonter une pompe sans avoir recours à la vidange du réservoir

a – **Localisation :**

La pompe avant du réservoir principal N°1 est située sur le longeron avant de l'aile gauche ; l'accès à cette pompe se fait à travers le bord d'attaque de l'aile gauche. *Voir figure (II-10)*

La pompe arrière du réservoir principal N°1 est située sur le longeron arrière de l'aile gauche ; l'accès à cette pompe se fait à travers la soute de train d'atterrissage.

La pompe avant du réservoir principal N°2 est située sur le longeron avant de l'aile droite ; l'accès à cette pompe se fait à travers le bord d'attaque de l'aile droite.

La pompe arrière du réservoir principal N°2 est située sur le longeron arrière de l'aile droite ; l'accès à cette pompe se fait à travers la soute du train d'atterrissage.

b – **Technologie :**

Les pompes de gavage des réservoirs principaux présentent la même technologie que celle des pompes du réservoir centrale. *Voir figure (II-12)* la différence est que :

Chaque pompe de gavage du réservoir central débite à une pression minimale de 23 PSI tan dis que celle des réservoirs principaux débite à une pression minimale de 10 PSI ce qui explique que le réservoir central est toujours épuisé en premier.

c – **Indicateur de baisse de pression :**

Le refoulement de chaque une des quatre pompes des réservoirs principaux est en liaison avec un indicateur de baisse de pression ; il envoie le signal de baisse de pression au panneau de commande P5-2 du cockpit si la pression de la pompe est de 6 PSI ou moins.

d – **Fonctionnement :**

La pompe arrière du réservoir principal N°1 est commandée électriquement par le commutateur bas gauche du panneau de commande P5-2. *Voir figure (II-14)*

En mettant le commutateur sur la position « ON » les bus de transfert de l'avion alimentent la pompe en courant alternatif 115V. La pompe pressurise le carburant et l'envoie vers la rompe d'alimentation des moteurs. Le voyant «LOW PRESSURE» bas gauche (correspondant à la pompe arrière du réservoir principal N°1) s'allume lorsque :

- le commutateur est en position « OFF » ou
- le commutateur est en position « ON » et la pression de la pompe est inférieure à 6 PSI

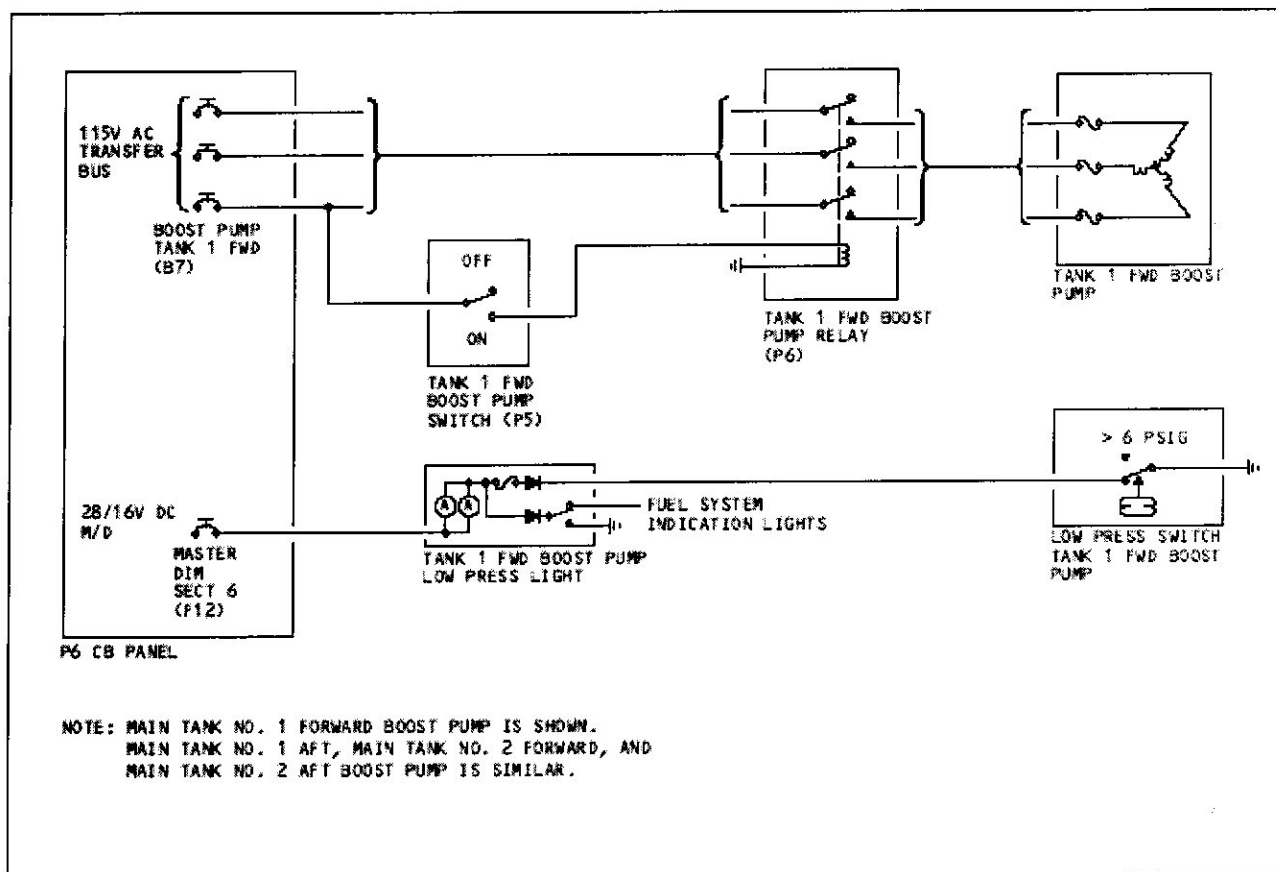


Figure (II-14) : Schéma électrique de fonctionnement des pompes des réservoirs principaux

NOTA : le fonctionnement de : la pompe avant du réservoir principal N°1 et des deux pompes du réservoir principal N°2 est similaire à celui de la pompe arrière du réservoir principal N°1.

b.3) La vanne d'intercommunication (cross feed valve)

La vanne d'intercommunication permet la liaison entre la rompe d'alimentation du moteur de gauche et la rompe d'alimentation du moteur de droite pour permettre :

- d'utiliser le carburant de n'importe quel réservoir pour alimenter n'importe quel réacteur.
- de rétablir l'équilibre de poids entre les réservoirs (imbalance).

a – Localisation :

La vanne d'intercommunication est située sur le longeron arrière de l'aile droite ; l'accès à cette vanne se fait à travers la soute du train d'atterrissage principal. *Voir figure (II-10)*

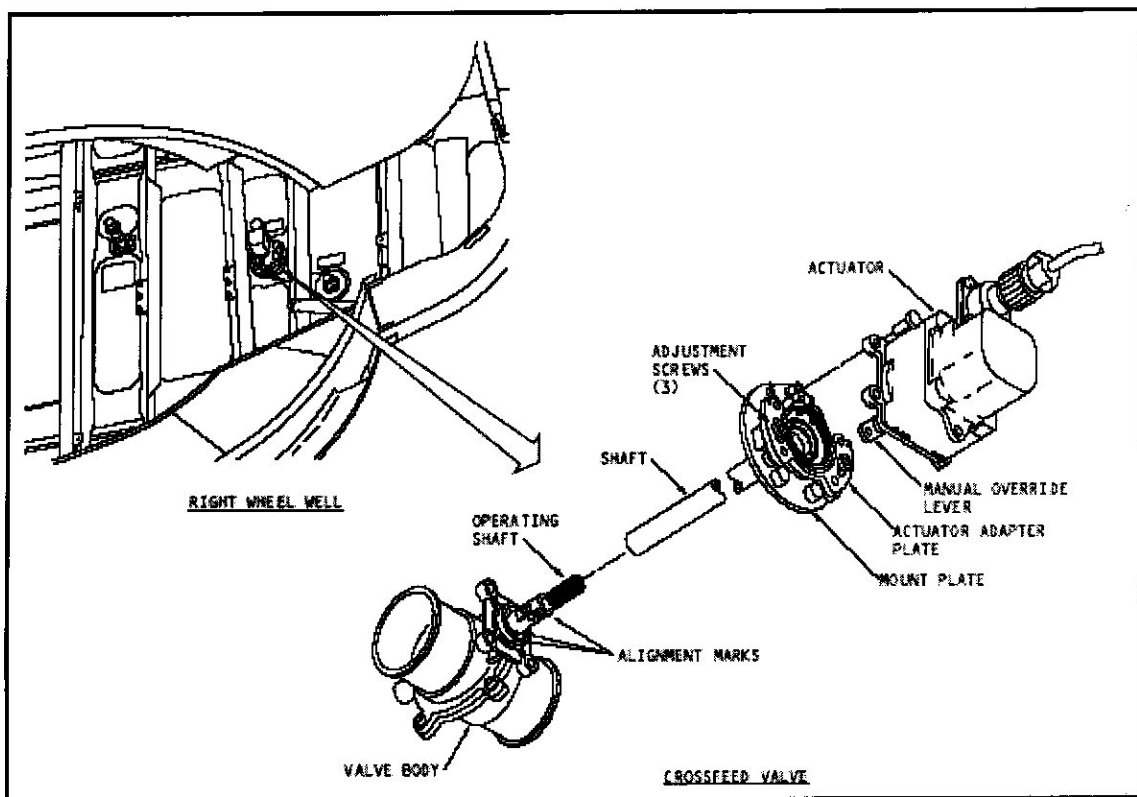


Figure (II-15) : La vanne d'intercommunication

b - Technologie :

La vanne d'intercommunication se compose de : *voir figure (II-15)*

- un corps de valve
- un axe
- moteur électrique

c – **Fonctionnement :**

La valve est contrôlée électriquement par le sélecteur « cross feed ». En mettant le sélecteur sur la position ouverte ou fermée, L'axe actionné par le moteur électrique fonctionnant en courant continu 28V, agit sur la valve à papillon qui s'ouvre et se ferme selon la position recommandée.

Lorsque la valve est en position « fermer », le voyant « VALVE OPEN » est éteint.

Lorsque la valve est en transition, le voyant « VALVE OPEN » s'allume en couleur bleue de faible intensité. Lorsque la valve est en position « ouverte », le voyant « VALVE OPEN » s'allume en couleur bleue de forte intensité. *Voir figure (II-16)*

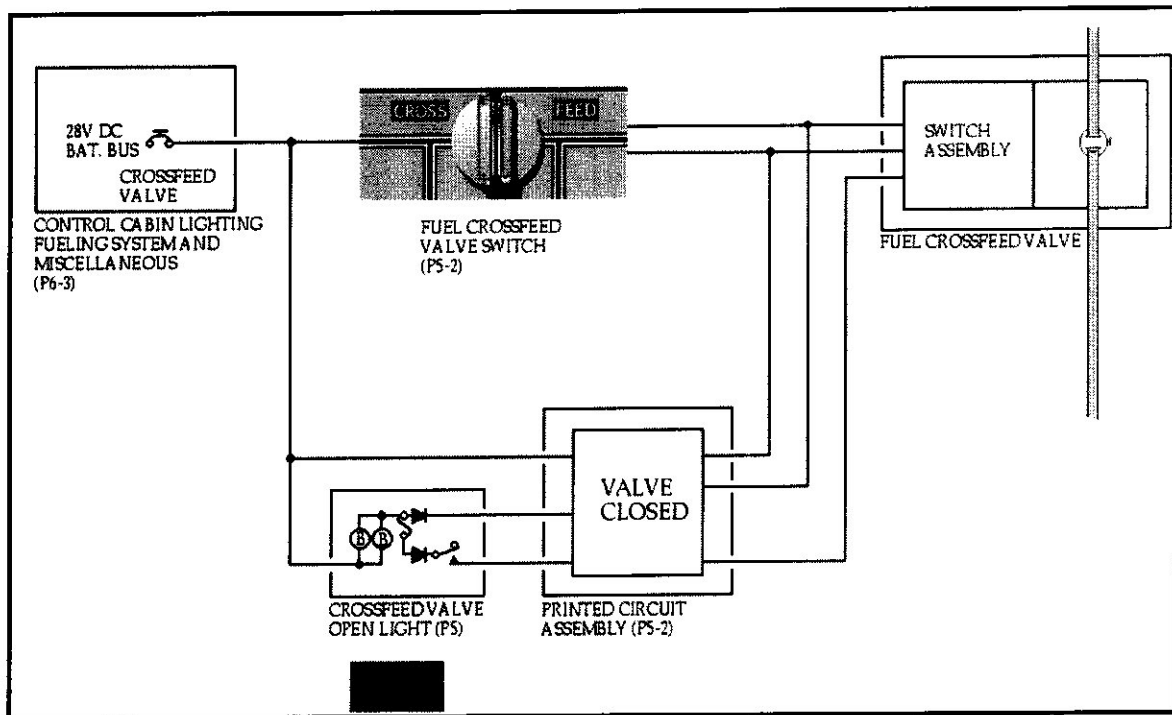


Figure (II-16) : Schéma électrique de fonctionnement de la vanne d'intercommunication

Le moteur électrique est alimenté par des batteries à courant continu 28V situé au panneau P6, voir figure (II-17).

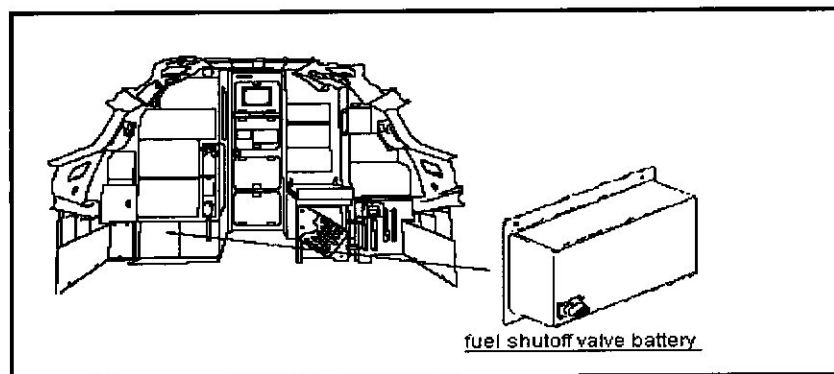


Figure (II-17) : les batteries CC 28V de la valve d'intercommunication

b.4) Les valves de séparation (spar valve)

Elles sont en nombre de deux, une de chaque coté ; leur rôle consiste à contrôler le débit carburant de la rompe qui va vers les moteurs.

La spar valve à deux position : ouverte ou fermée.

a – Localisation :

La spar valve gauche est située sur le longeron avant de l'aile gauche ; l'accès à cette valve se fait à travers une porte d'accès située sur le bord d'attaque de l'aile gauche.

La spar valve droite est située sur le longeron avant de l'aile droite ; l'accès à cette valve se fait à travers une porte d'accès située sur le bord d'attaque de l'aile droite. *Voir figure (II-10)*

b – Technologie :

La spar valve présente la même technologie que celle de la cross feed valve.

c – Fonctionnement :

La spar valve est commander électriquement par la start lever et le switch coupe feu.

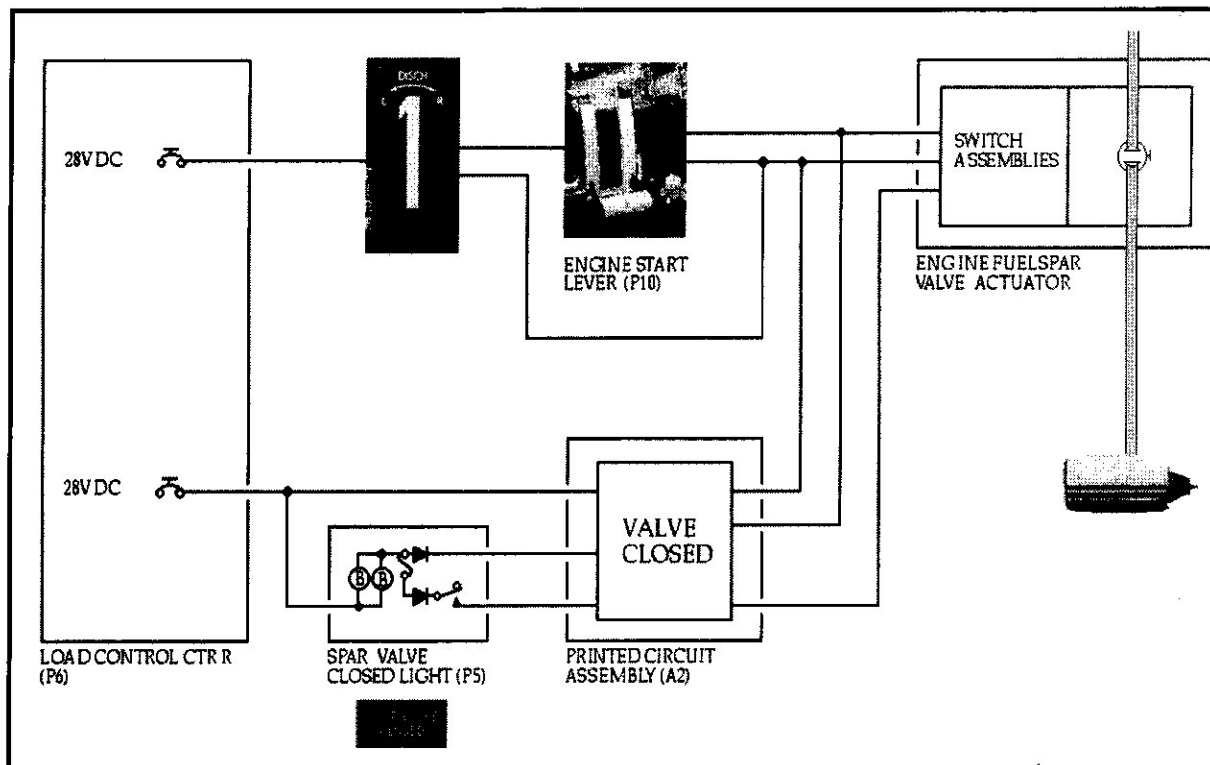


Figure (II-18) : Schéma électrique de fonctionnement de la spar valve

En mettant la start lever sur la position « IDLE » ou « CUT-OFF » ; du courant continu 28V fournit par la batterie alimente le moteur électrique qui par l'intermédiaire d'un axe adapter ouvre ou ferme la valve selon la position recommander.

Lorsque la valve est en position « fermer », le voyant « SPAR VALVE CLOSED » est allumé en couleur bleue de forte intensité.

Lorsque la valve est en position de transition, le voyant «SPAR VALVE CLOSED » s'allume en couleur bleue de faible intensité. *Voir figure (II-18)*

Lorsque la valve est en position « ouverte », le voyant «SPAR VALVE CLOSED » est éteint.

La spar valve peut aussi être fermé (en cas d'urgence) en soulevant le switche coupe feu. *Voir figure (II-19).*

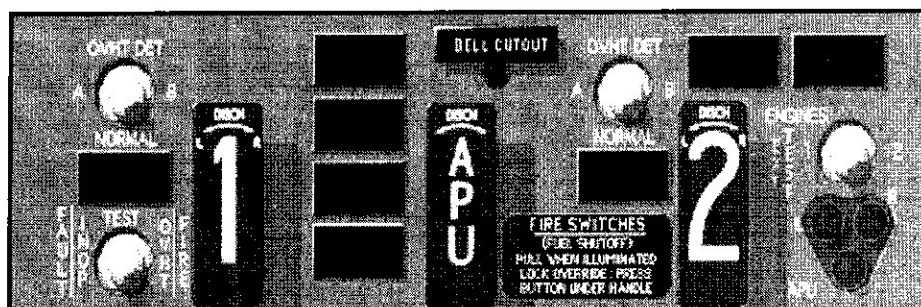


Figure (II-19) : Les switches coupe feu

b.5) Les valves d'isolement

Se sont deux valves situées aux entrées des moteurs elle servent à isoler le système carburant des moteurs, elles présentent la même technologie que les valves de séparation.

L'ouverture et la fermeture des valves d'isolement sont commandées par la EEC. *Voir figure (II-20)*

L'indication de la position des valves d'isolement est transmise au panneau P5-2, elle consiste en deux voyons ombre portant l'indication « ENG VALVE CLOSED »

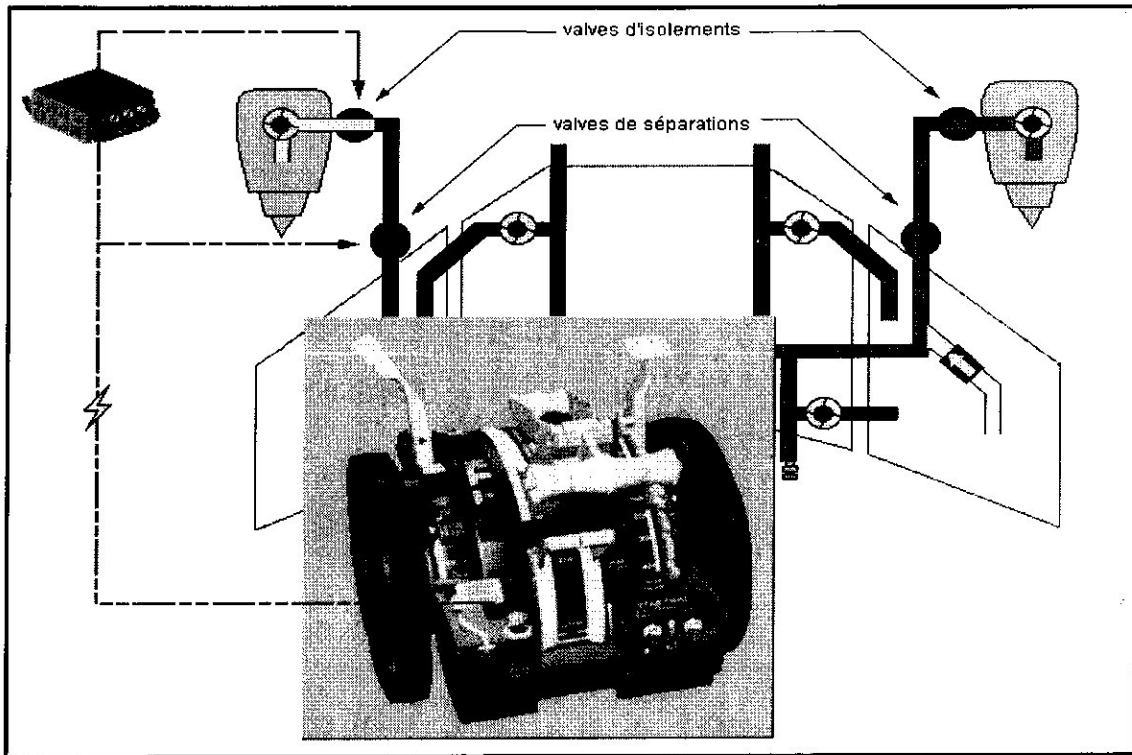


Figure (II-20) : commande de la valve d'isolement

b.6) Les pompes de drainage d'eau des réservoirs (water scavenge ejector pumps)

Elles permettent le drainage des plus bas point de chaque réservoir pour éviter la corrosion.

Il y a une pompe de drainage d'eau dans chaque réservoir principal est deux dans le réservoir central.

a- Localisation :

L'accès à la pompe de drainage du réservoir principal N°1 se fait à travers une porte de visite sous l'aile gauche.

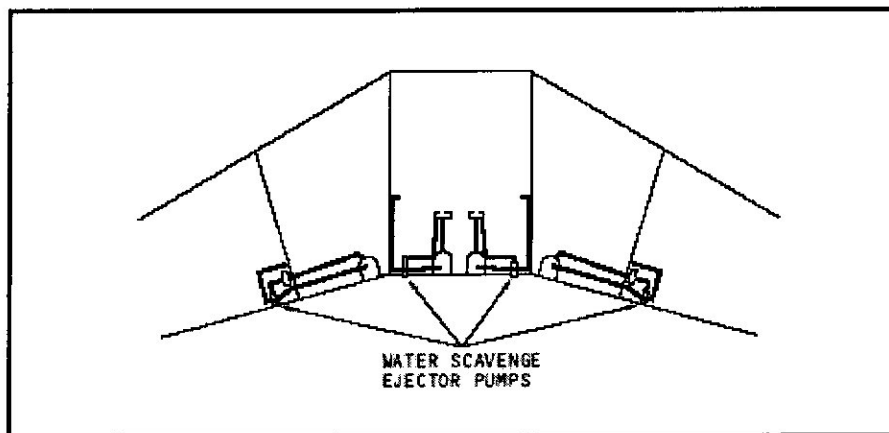


Figure (II-21) : localisation des pompes de drainage

L'accès à la pompe de drainage du réservoir principal N°2 se fait à travers une porte de visite sous l'aile droite. Cependant l'accès aux deux pompes de drainage du réservoir central se fait à travers la soute du train d'atterrissage. *Voir figure (II-21)*

b- **Technologie:**

Chaque une des pompes de drainage d'eau des réservoirs est formée par trois petites canalisations qui sont : voir *Figure (II-22)*

- canalisation du flux de travail
- canalisation d'aspiration d'eau
- canalisation de refoulement

Elles utilisent la surpression des pompes d'appoint comme flux de travail pour provoquer l'aspiration du carburant.

c- **Fonctionnement :**

Les pompes de drainage de l'eau des réservoirs fonctionnent automatiquement dès que les pompes d'appoint se mettent en marche, le flux de surpression des pompes d'appoints qui passe à travers les pompes de drainages provoque l'aspiration de l'eau qui s'accumule dans les plus bas points de chaque réservoir (pour éviter la corrosion) et l'envoi vers l'aspiration des pompes d'appoint.

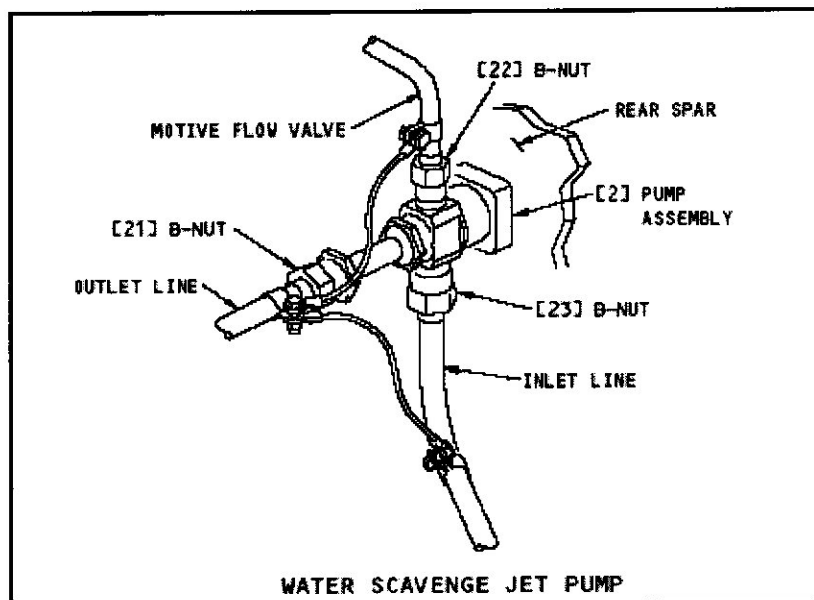


Figure (II-22) : pompe de drainage d'eau du réservoir

b.7) Les valves de by-pass (clapet de dérivation)

En cas de panne des pompes d'avitaillement, les valves de by-pass fonctionnent automatiquement par aspiration et fournissent un chemin secondaire d'approvisionnement pour les moteurs. *Voir figure (II-23).*

Il y a une valve de by-pass dans le réservoir principal 1 et une autre dans le réservoir 2. (Le réservoir central ne présente pas de valve de by-pass).

Les pompes basse pression des moteurs peuvent aspirer du carburant des réservoirs 1 et 2 si :

- les pompes d'appoint des réservoirs sont éteintes, et
- la vanne d'intercommunication est fermée.

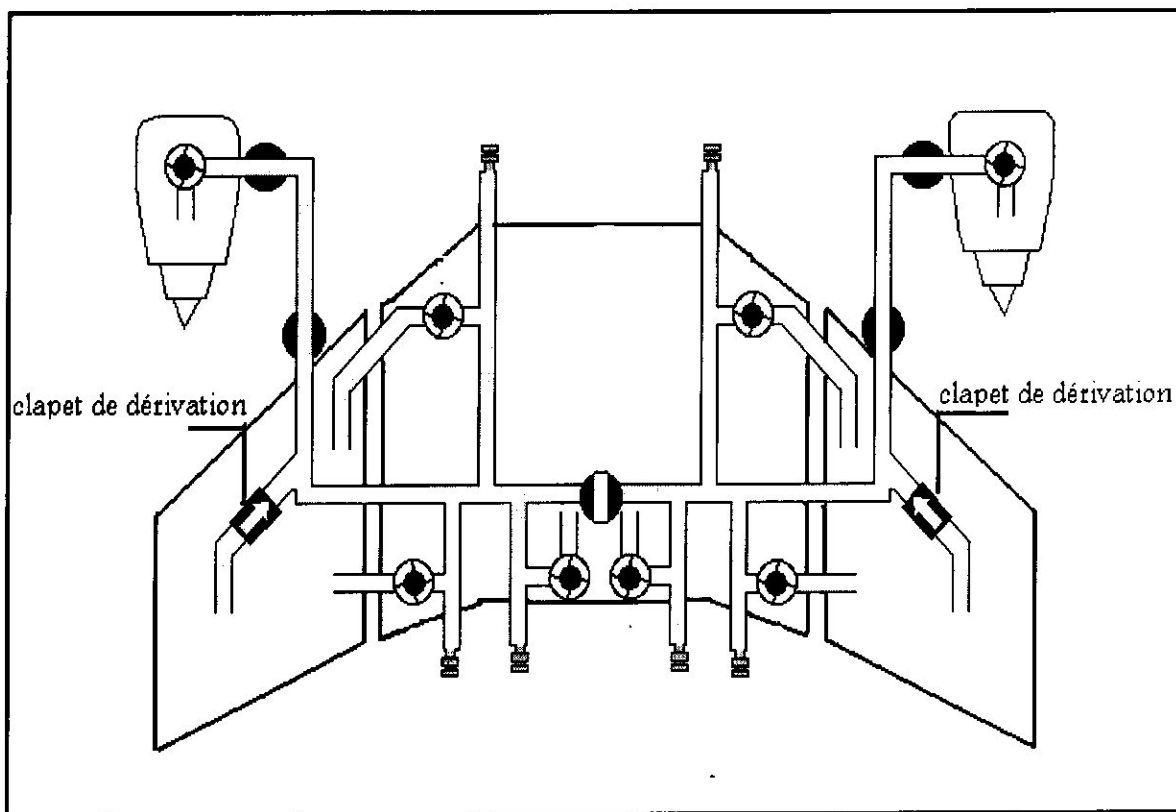


Figure (II-23) ; les clapets de dérivation

d) Fonctionnement du système d'alimentation des moteurs**♦ Le panneau de commande du circuit de carburant (P5-2) :**

Le panneau de commande du circuit de carburant (P5-2), est situé sur le plafond avant du poste de pilotage, il comporte les dispositifs de contrôle suivants : *Voir figure (II-24)*

- 1 - Interrupteurs des pompes du réservoir central ; ils servent à mettre en marche la pompe d'appoint droite ou gauche du réservoir central.
- 2- Voyants de basse pression des pompes du réservoir central : Ils correspondent à la pompe d'appoint gauche ou droite du réservoir central.
 - Le voyant éteint indique que la pression de la pompe est normale ou que l'interrupteur de la pompe est sur la position OFF ; le voyant éclairé (couleur ambre) indique que la pression de la pompe est basse.
- 3- Interrupteurs des pompes du réservoir principale N°1 et du N°2 : ils contrôlent le fonctionnement des pompes d'appoint arrière et avant des réservoirs N°1 et N°2.
- 4- Voyants de basse pression des pompes des réservoirs N°1 et N°2 : Ils correspondent à la pompe avant ou arrière du réservoir principale N°1 ou du réservoir principale N°2 :
 - Pour la pompe d'appoint avant ou arrière le voyant éteint indique que la pression est normale ; le voyant allumé de couleur ambre signifie que la pression de carburant à la sortie de la pompe est trop basse.
- 5 – interrupteur de vanne d'intercommunications ; il commande la vanne d'intercommunication qui permet de faire communiquer les circuits d'alimentation des moteur 1 et 2.
- 6 - voyant d'ouverture de la vanne d'intercommunication ;
 - Le voyant éteint indique que la vanne est fermée, le voyant brillamment éclairé (couleur bleu) indique que la vanne est en mouvement de transition, le voyant fortement éclairé indique que la vanne est ouverte.
- 7 - voyants de fermeture des valves d'isolement et de séparation :
 - Le voyant éteint indique que la valve (d'isolement ou de séparation) est ouverte, le voyant brillamment éclairé (couleur bleu) signifie que la valve est en mouvement de transition, le voyant fortement éclairé indique que la valve est fermée.
- 8 - indicateur de température de carburant ; il indique la température du carburant dans le réservoir principal N° 1.
- 9 – voyant de colmatage des filtres des réacteurs 1 et 2 :
 - Lorsqu'ils sont allumés (couleur ombre), cela signifie que le filtre du réacteur correspondant est souillé.

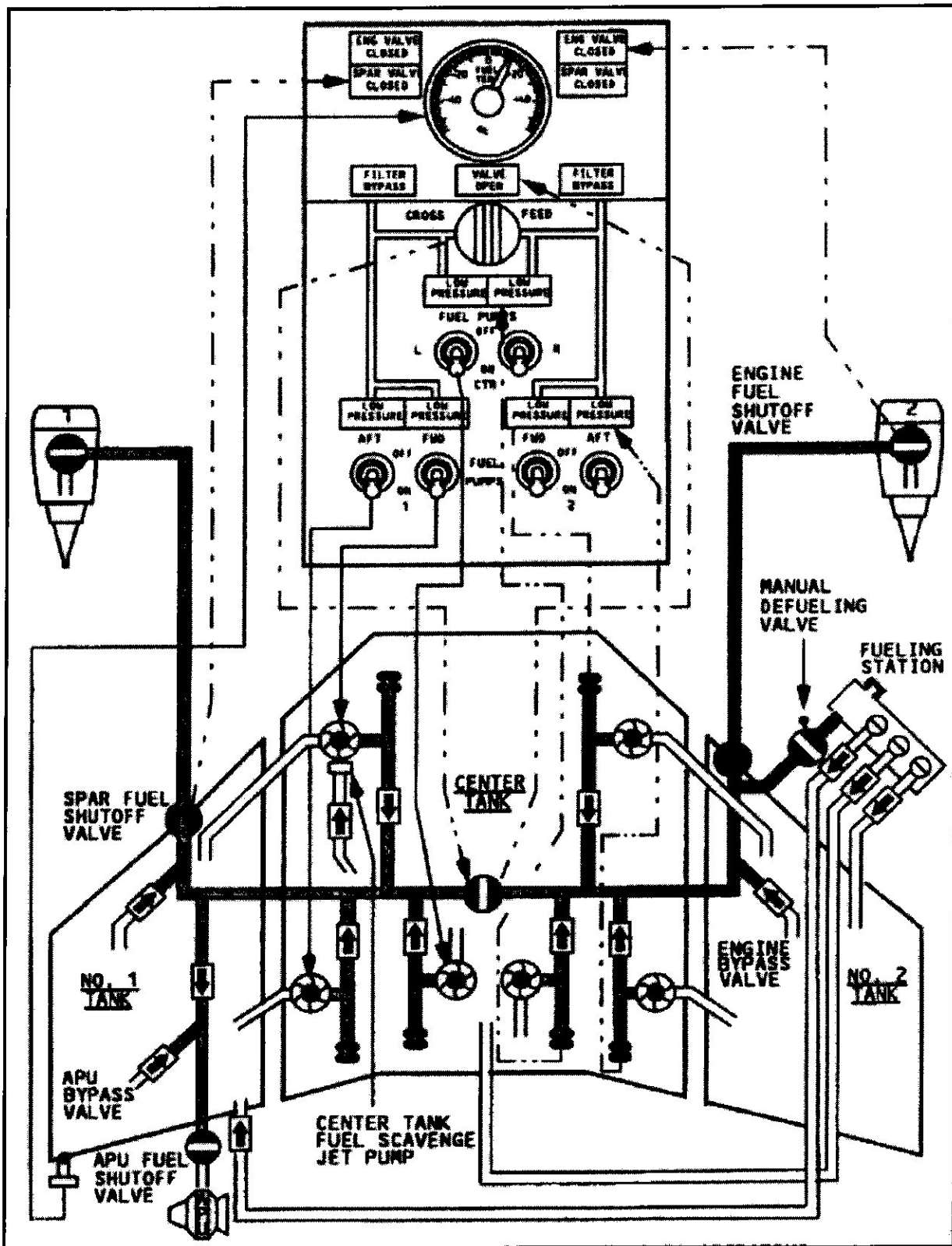


Figure (II-24) : Schéma de Fonctionnement général du système carburant

5.4/ ALIMENTATION DE L'APU (APU fuel feed)

a) Introduction

Le système d'alimentation de carburant de l'APU assure le carburant à cette dernière partir de n'importe quel réservoir à l'APU.

b) Description générale

L'APU est alimentée à partir du réservoir principal N°1 au moyen des pompes auxiliaires de gavage si elles sont en marche, ou par l'aspiration de la pompe de l'APU. De plus, l'APU peut être alimenté par n'importe quel réservoir en combinant l'utilisation des pompes auxiliaires de gavage appropriées et l'ouverture de la vanne d'intercommunication.

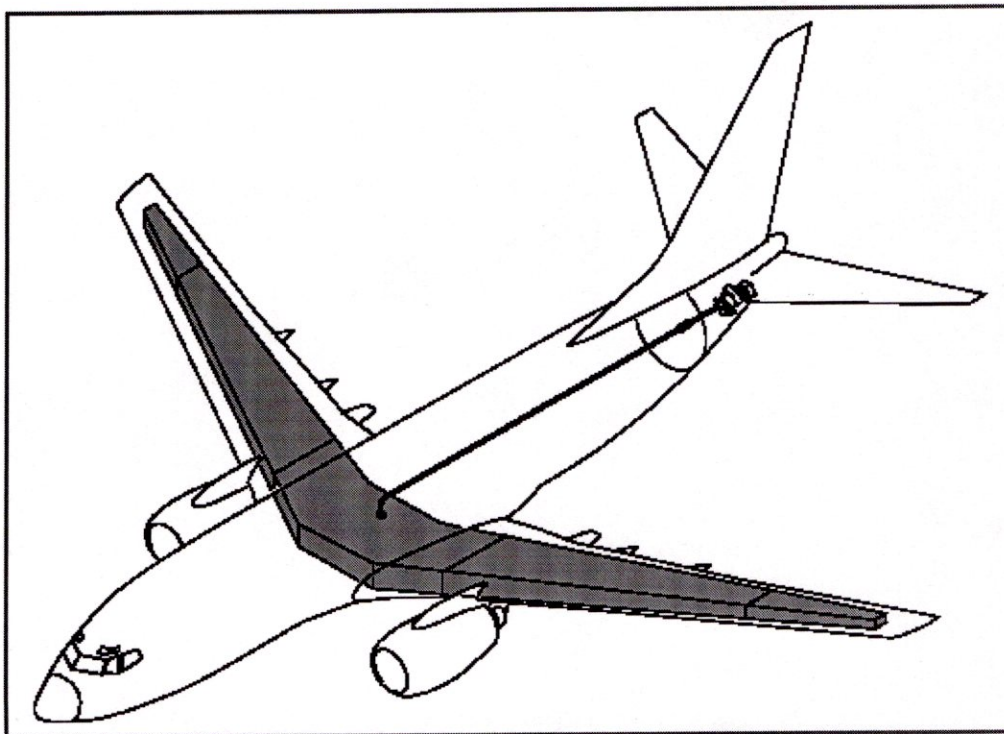


Figure (II-24) : Description générale du circuit.

La conduite d'alimentation de carburant de l'APU fait parvenir le carburant du robinet d'isolement de carburant au régulateur de carburant (FCU) de l'APU.

Les fuites de carburant de la conduite d'alimentation de l'APU sont rassemblées (récupérées) par une monture, cette dernière envoie le carburant vers un drain profilé. *Voir figure (II-24).*

c) Commande du circuit d'alimentation

L'écoulement du débit de carburant à l'APU est commandé par l'unité de contrôle électronique (ECU). Cette dernière reçoit des entrées à partir des éléments suivants : *voir figure (II-25).*

- Commutateur principal de l'APU ; voir le panneau de commande dans la *figure (II-26)*.
- Système de protection incendies ; voir *figure (II-19)*.
- Sondes de l'APU.

Ces entrées sont employées par l'ECU pour commander le robinet d'isolement de carburant de l'APU.

La batterie de robinet d'isolement de carburant s'assure l'électricité pour la fermeture du robinet d'isolement carburant de l'APU.

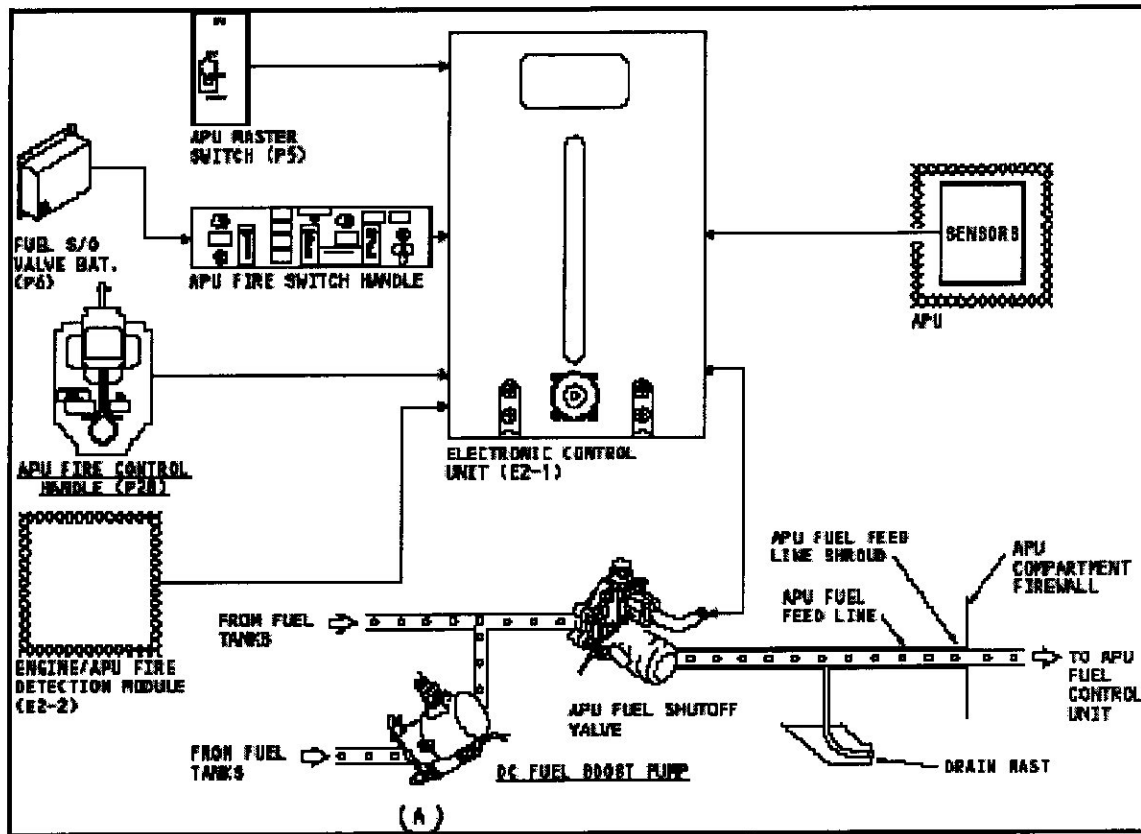


Figure (II- 25) : Les commande du circuit d'alimentation de l'APU.

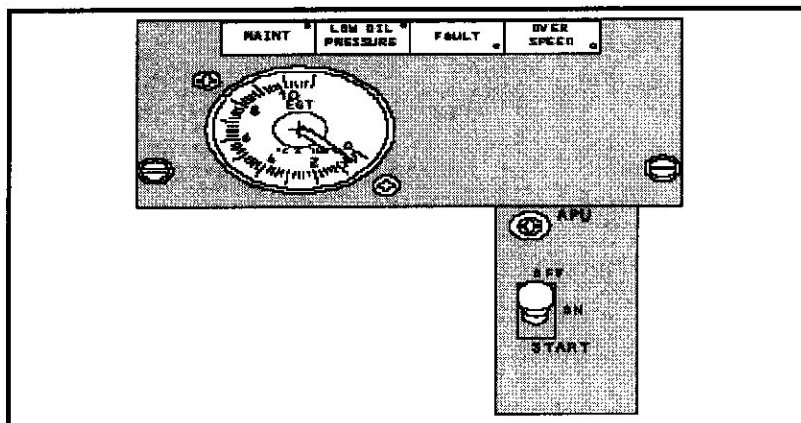


Figure (II-26) : Le panneau de commande de l'APU.

d) Les différents composants du circuit d'alimentation de l'APU

Le système d'alimentation de carburant de l'APU est constitué des composants suivants: *voir figure (II-27).*

- Pompe auxiliaire de gavage de l'APU à courant continu.
- Conduite d'alimentation carburant de l'APU.
- Monture de la conduite d'alimentation de l'APU.
- Robinet (Vanne) d'isolement de carburant de l'APU.

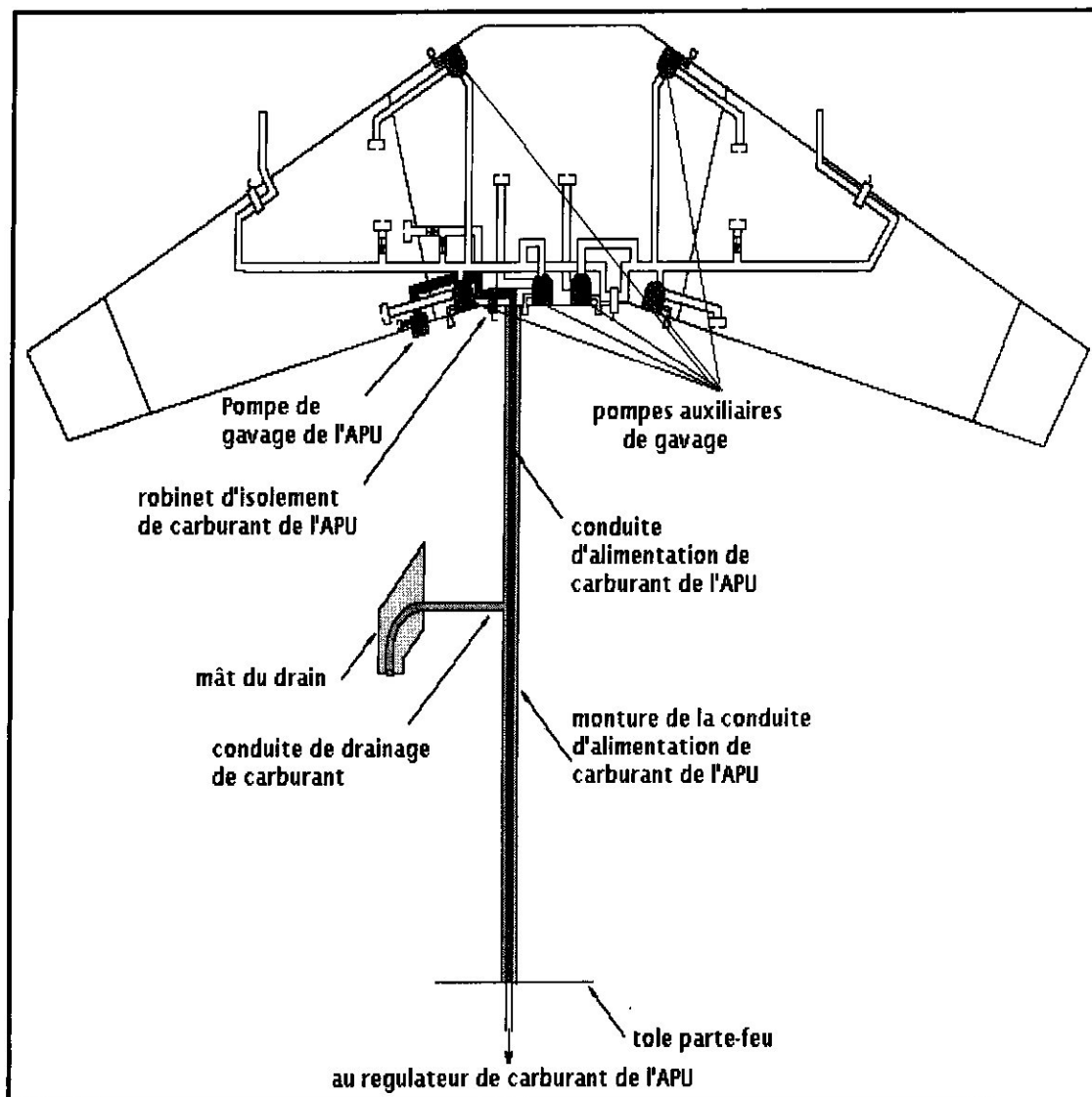


Figure (II-27) : Schéma représentatif des différents composants du système.

1) Pompe auxiliaire de gavage de l'APU

a - Localisation :

La pompe auxiliaire de gavage de l'APU est située sur le longeron arrière de l'aile gauche (longeron arrière du réservoir principal N°1). L'accès à cette pompe se fait à travers la soute du train d'atterrissage gauche ; voir *figure (II-28)*.

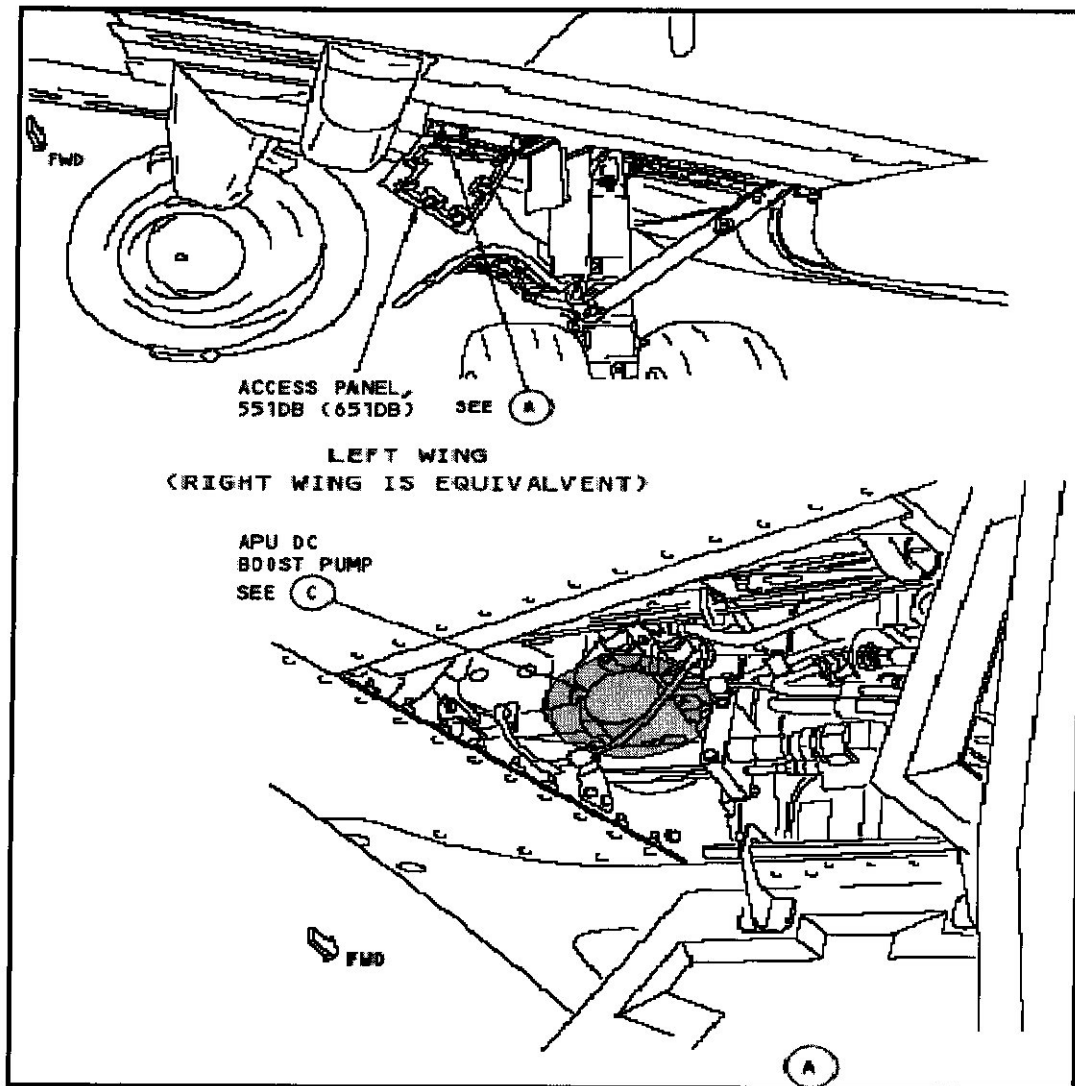


Figure (II-28) : Localisation de la pompe de gavage de l'APU.

NOTA :- Le démontage de la pompe auxiliaire de gavage de l'APU se fait sans vidange du réservoir.

- L'accès à cette dernière peut se faire à travers des panneaux (portes) d'accès sur la partie inférieure de l'aile gauche ; voir *figure (II-28)*.

e) **Technologie de la pompe :**

La pompe auxiliaire de gavage de l'APU est une pompe électrique fonctionnant au courant continu ; elle est constituée de deux éléments :

♦ **Le moteur (PUMP IMPELLER) :** il comprend une roue à aubes. Il est alimenté par es batteries de bord de l'avion en courant continu sous une tension (28v), son rôle est d'entraîner la pompe (roue a aubes).

♦ **Le logement (PUMP HOUSING) :** il comprend la partie dans la quelle s'intègre la pompe (roue à aubes), il est fixé sur le longeron arrière de l'aile gauche à l'intérieur du réservoir de carburant principal N°1. *Voir figure (II-29).*

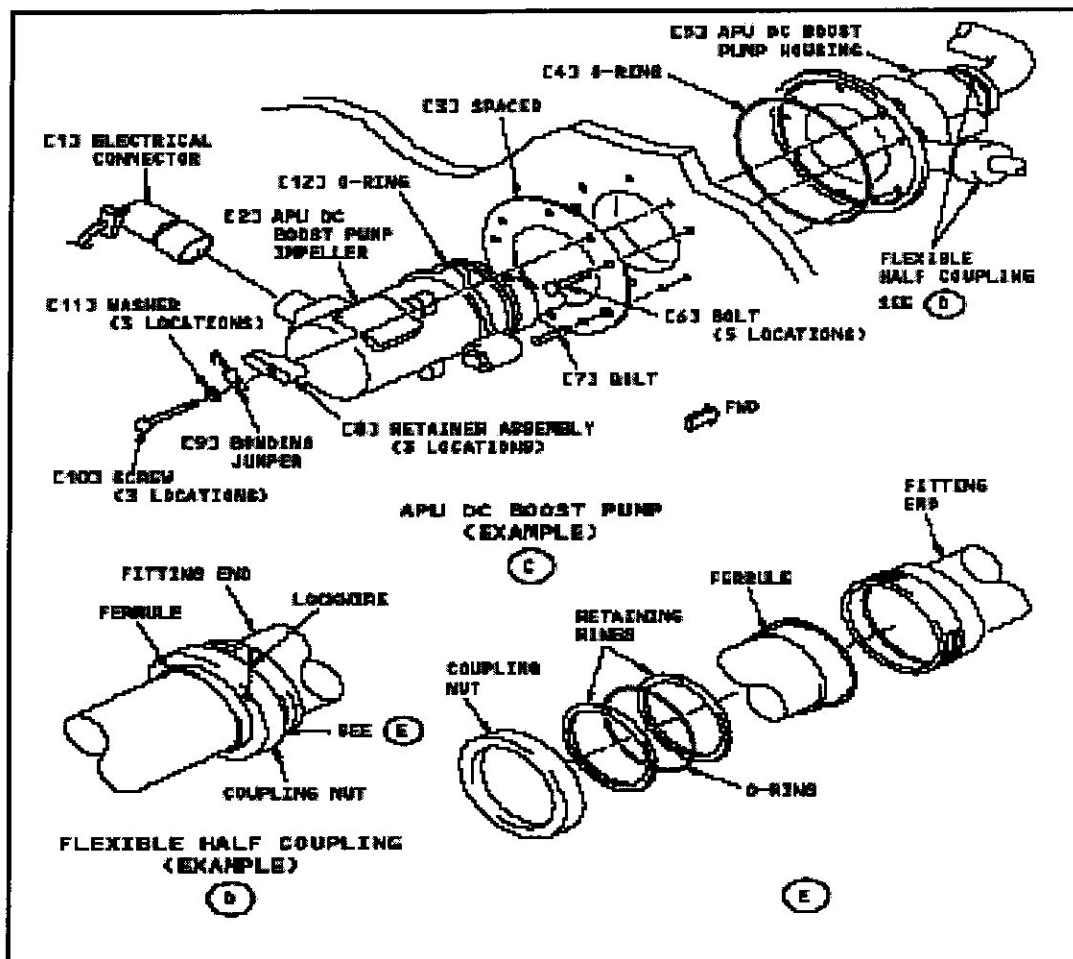


Figure (II-29) : Technologie de la pompe de gavage de l'APU.

c - Fonctionnement :

La pompe auxiliaire de gavage de l'APU fournit le carburant à l'APU, quand les pompes auxiliaires de gavage du réservoir central et celles des réservoirs principaux ne peuvent pas l'assurer.

La pompe auxiliaire de gavage de l'APU est mise en marche dans les conditions suivantes:

- Condition 1 :

- Une baisse de pression dans les pompes auxiliaires de gavage du réservoir principal N°1 et
- Une baisse de pression dans la pompe auxiliaire de gavage gauche du réservoir central et
- La valve d'intercommunication est fermée et
- Le commutateur principal de l'APU est dans la position 'ON' (position de fonctionnement) et
- Le commutateur coupe-feu de l'APU est en position normale et
- L'unité de contrôle électronique ECU ne trouve aucun défaut qui provoque un arrêt de protection.

- Condition 2 :

- Une baisse de pression dans les pompes auxiliaires de gavage du réservoir principal N°1 et
- Une baisse de pression dans les pompes auxiliaires de gavage du réservoir principal N°2 et
- Une baisse de pression dans les pompes auxiliaires de gavage du réservoir central et
- La valve d'intercommunication est en position d'ouverture et
- Le commutateur principal de l'APU est dans la position « ON » et
- Le commutateur coupe-feu de l'APU est en position normale et
- L'unité de contrôle électronique (ECU) ne trouve aucun défaut qui provoque un arrêt de protection.

Cette opération est commandée électriquement par l'ECU qui reçoit un signal du commutateur coupe feu, et le module de contrôle de carburant (FCM) qui reçoit également les signaux de baisse de pression des pompes auxiliaires de gavage à partir de leurs commutateurs respectifs, et le signal de position de la valve d'intercommunication.

En d'hors de ces conditions les pompes auxiliaires de gavage du réservoir central et des réservoirs principaux assurent le carburant à l'APU, et la pompe de gavage de l'APU est maintenue en position fermée 'OFF'. *Voir figure (II-30)*

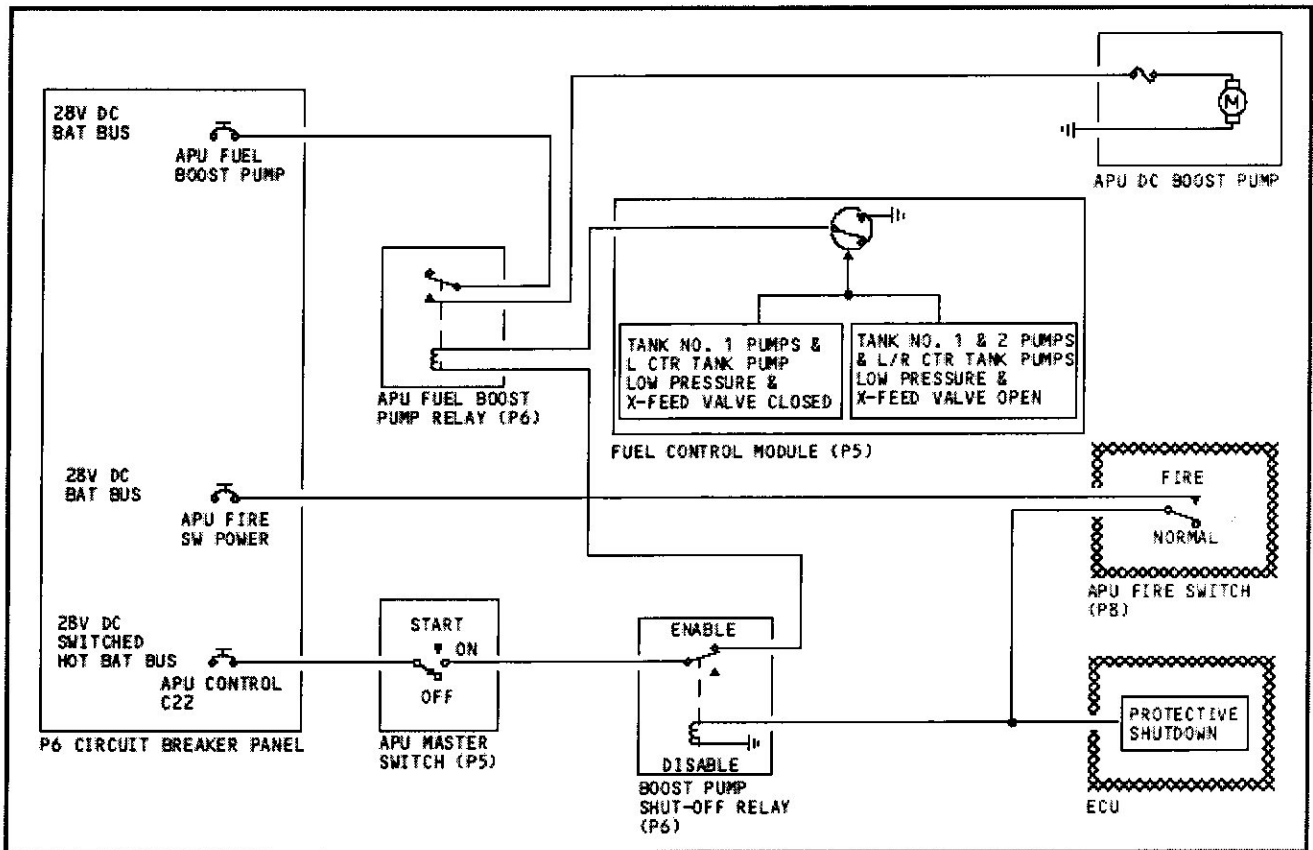


Figure (II-30) : Schéma électrique de fonctionnement de la pompe de gavage de l'APU

2) Conduite et monture d'alimentation de carburant de l'APU

a) Généralités

Les conduites de carburant rigides sont habituellement faites en tube d'alliage d'aluminium tandis que les conduites souples, utilisées seulement lorsqu'une grande flexibilité s'impose, sont constituées de tuyau flexible en caoutchouc synthétique ou en téflon. Le tube rigide doit être soutenu par des brides de fixation garnies de caoutchouc afin d'amortir les vibrations. Des colliers de couleurs codées, fixés aux extrémités de chaque conduite, permettent d'identifier rapidement le type de fluide qui y circule.

La section en coupe des canalisations doit assurer un débit suffisant pour toutes les conditions de vol. Sur le Boeing 737-800 le débit doit être égal à 100% du maximum exigé dans toutes les conditions anticipées de vol.

b) Localisation

La conduite d'alimentation de carburant de l'APU consiste en un tuyau à enveloppe circulant sous le plancher à l'intérieur de la cabine pressurisée. Cette conduite comprend une enveloppe rigide étanche qui recouvre un tuyau flexible. L'espace entre l'enveloppe et le tuyau est drainé vers l'extérieur au moyen d'un drain profilé. *Voir figure (II-31)*

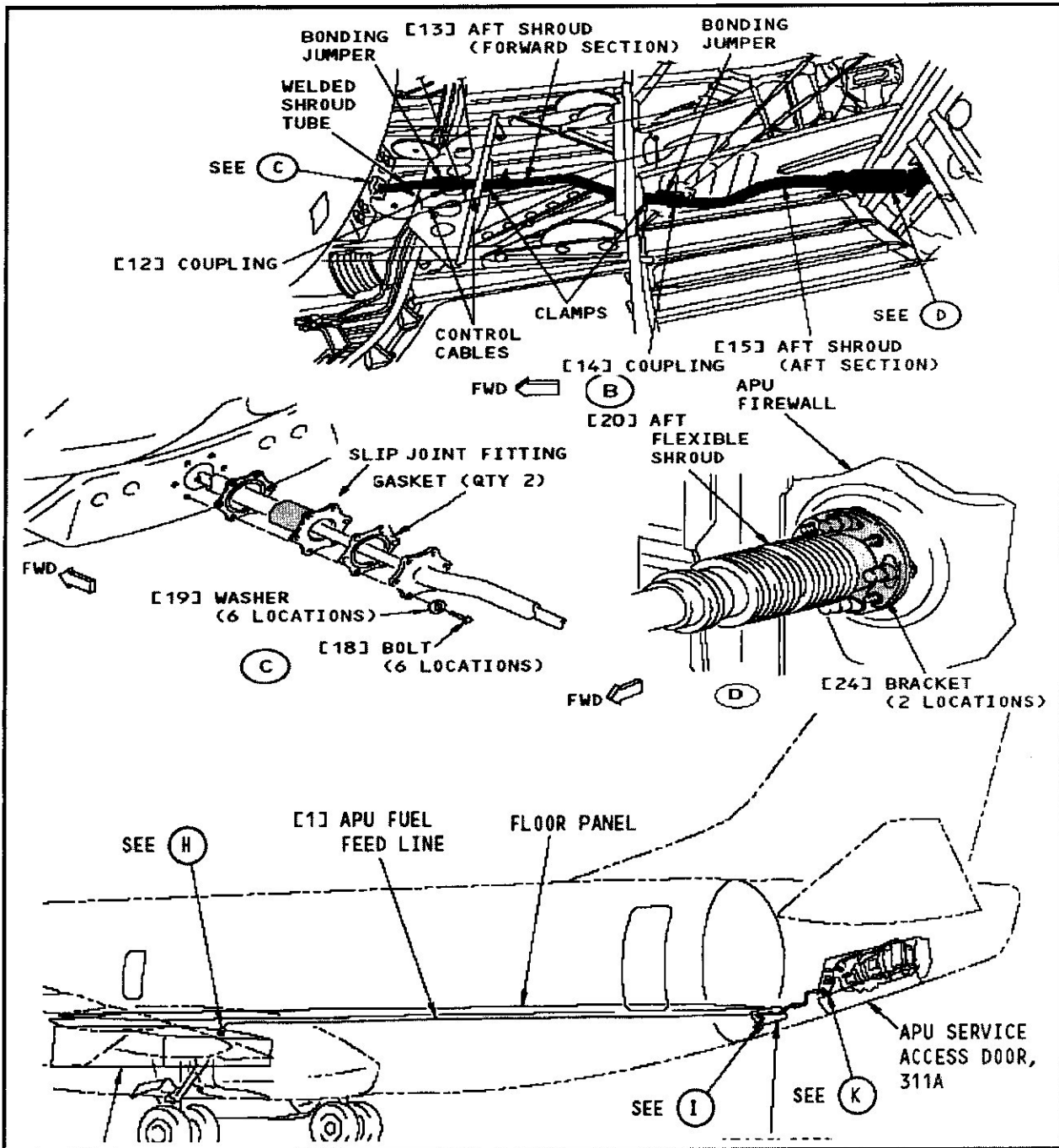


Figure (II-31) : Localisation de la conduite de carburant de l'APU

3) Valve d'isolement de carburant de l'APU

a) Généralités

La valve d'isolement de carburant de l'APU permet l'admission du carburant de la tubulure d'alimentation gauche du moteur vers la conduite d'alimentation de l'APU, et d'interrompre le débit de carburant à la conduite. Il permet également de prévenir les pertes excessives de carburant lorsqu'on démente un élément du circuit ou lorsqu'une section est endommagée et qu'on veut contrôler la fuite.

b) Localisation

La valve d'isolement de carburant de l'APU est sur le longeron arrière de la section centrale. L'accès à celle-ci est par la soute du train d'atterrissage gauche. *Voir la figure (II-32).*

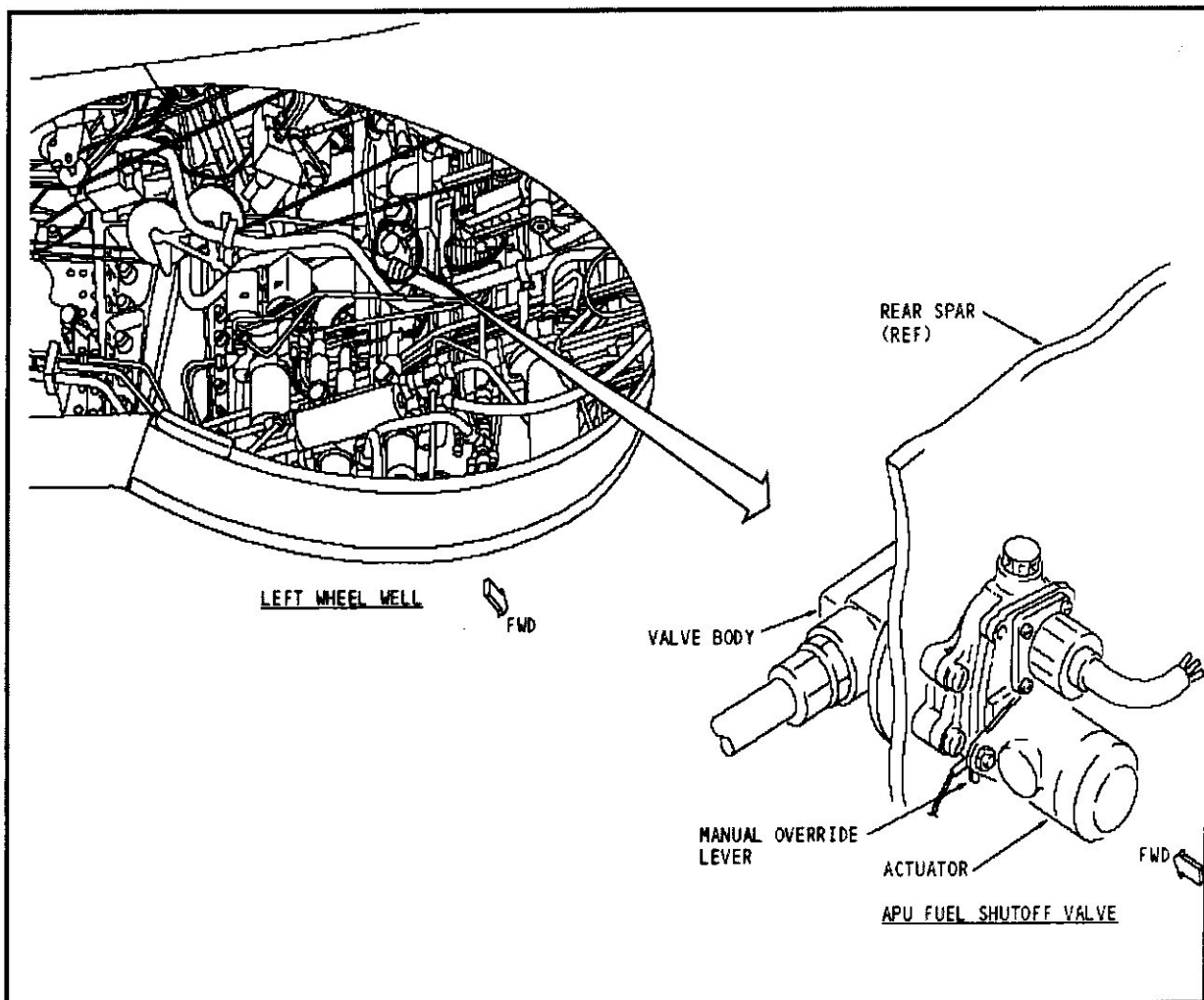


Figure (II-32) : Localisation de la valve d'isolement de carburant de l'APU.

c) Description et technologie de la valve d'isolement

La valve d'isolement est actionnée par un moteur électrique à courant continu alimenté avec une tension de 28v, elle est de type rotative, composée de deux éléments : voir figure (II-33)

- 1 - **Le corps de valve : (VALVE BODY)** : il se raccorde à la tubulure gauche d'alimentation de carburant de moteur d'un côté et d'un autre côté à la conduite d'alimentation de carburant de l'APU.
- 2 - **Le vérin actionneur : (VALVE ACTUATOR)** : c'est un moteur électrique a courant continu alimenté avec une tension de 28v. Il comporte un levier manuel qui permet l'opération de la valve sans courant électrique. Le levier s'aligne avec des indicateurs de position de la valve marqués sur la bride de fixation de celle-ci.

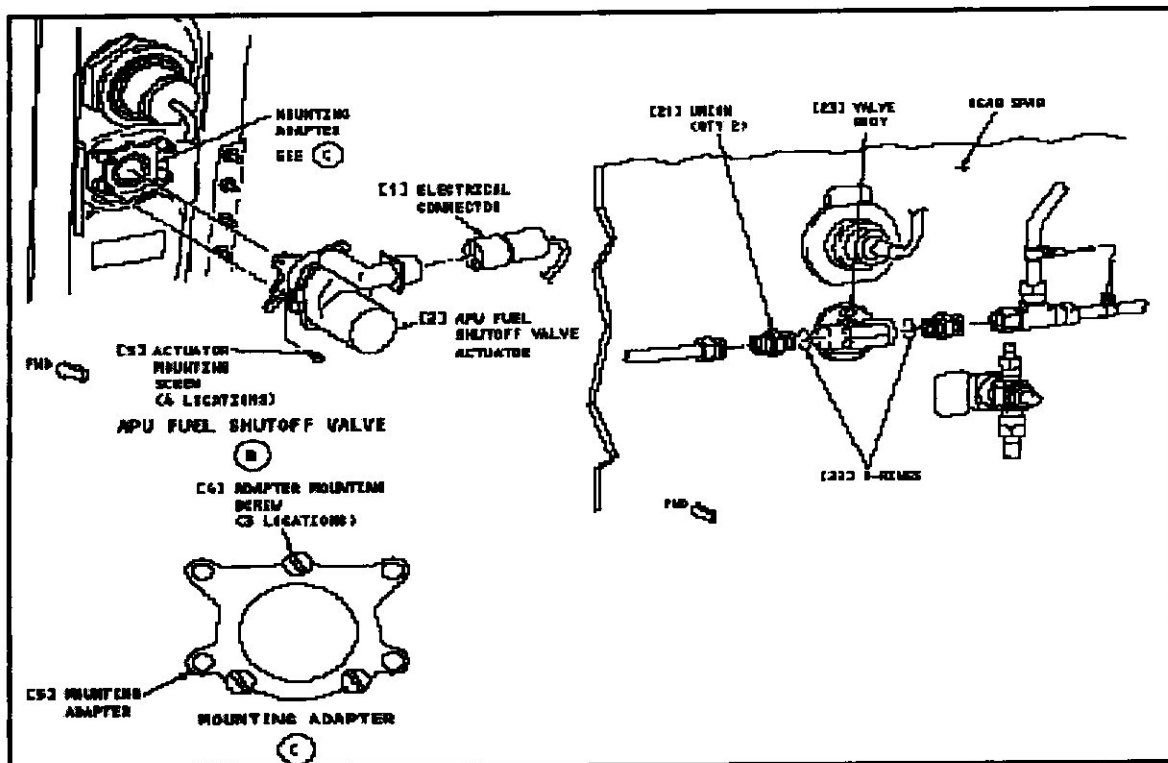


Figure (II-33) : Technologie de la valve d'isolement de l'APU.

NOTA :- L'ensemble de moteur de commande (l'actionneur) est fixé avec des boulons à une bride de fixation (MOUNTING ADAPTER), ce qui permet de le remplacer sans démonter le corps de la valve.

d) fonctionnement

La valve d'isolement de carburant de l'APU est commandée électriquement par l'unité de contrôle électronique (ECU). Cette dernière reçoit les signaux d'entrée des éléments suivants :

- Le commutateur de l'APU (APU switch « P5 »).
- La manette coupe feu de l'APU (APU fire control handle « P28 »).
- Le commutateur coupe feu de l'APU (APU fire switch handle « P8 »).
- Module de détection de feu de moteur/APU (Engine/APU fire detection module).
- Sondes de l'APU (APU sensors).

En fonction de ces données l'ECU commande l'ouverture ou la fermeture de la valve d'isolement de carburant de l'APU. *Voir figure (II-34).*

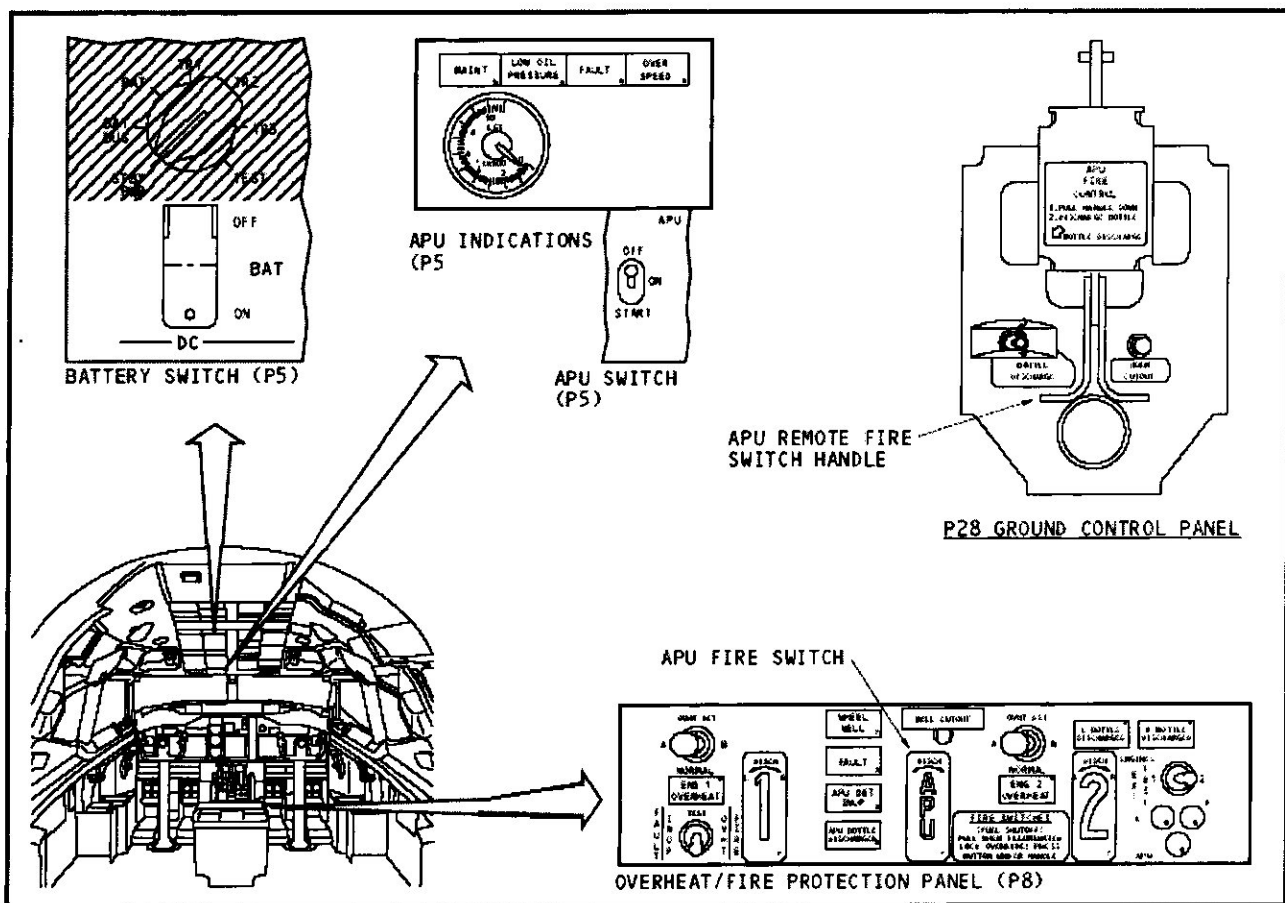


Figure (II-34) : Les panneaux de commande de l'APU.

La valve d'isolement de carburant de l'APU à deux positions, ouverte (OPEN) ou fermée (CLOSED) ; voir figure (II- 35).

A) La valve d'isolement de carburant de l'APU est en position ouverte (OPEN) :

La valve d'isolement de carburant de l'APU s'ouvre dans les conditions suivantes :

- Le commutateur de l'APU est en position START ou ON et
- La manette coupe feu de l'APU et le commutateur de coupe feu de l'APU sont en position NORMALE et
- Le module de détection de feu de moteur/APU n'a pas envoyé un signal du feu à l'ECU et
- L'ECU n'a pas reçu des signaux hors des limites des sondes de l'APU.

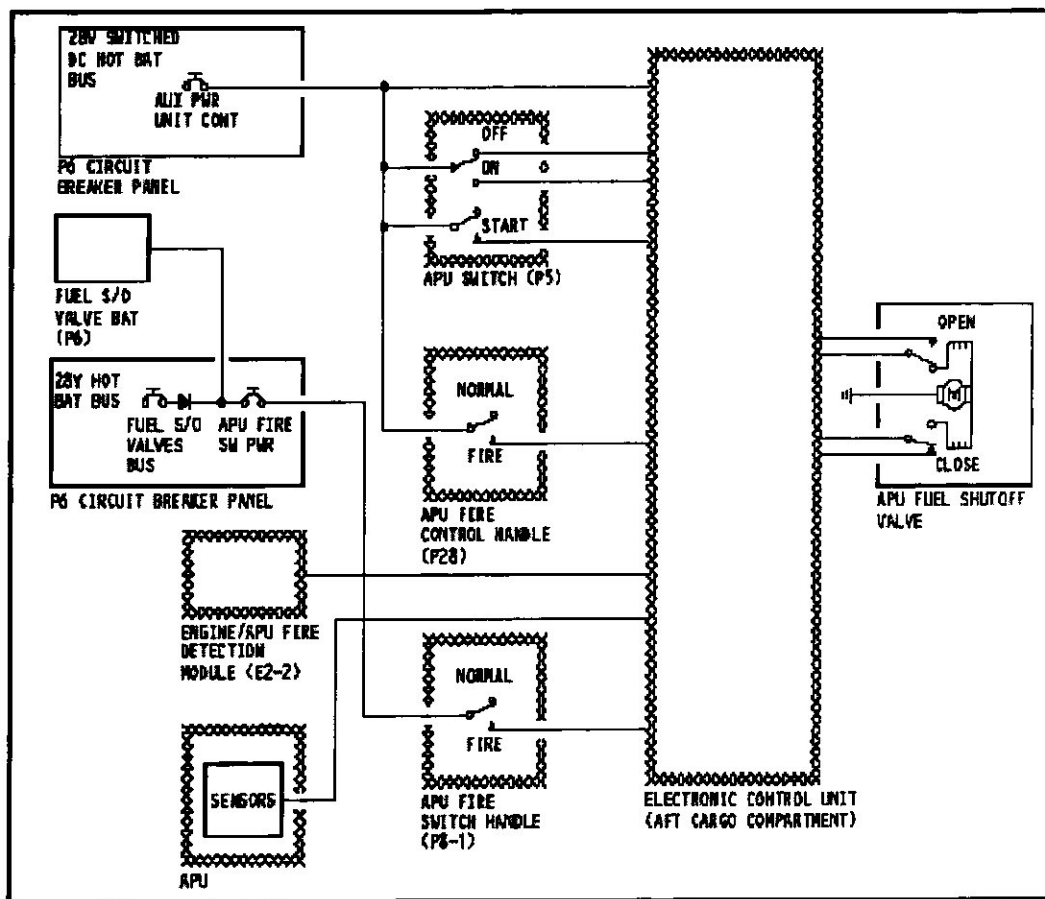


Figure (II-35) : Schéma électrique de fonctionnement de la valve d'isolement de l'APU.

B) La valve d'isolement de carburant de l'APU est en position fermée (CLOSED):

La valve d'isolement de carburant de l'APU se ferme dans les conditions suivantes :

- Le commutateur de l'APU est dans la position OFF ou

- La manette coupe feu de l'APU est actionnée en position FIRE (c'est-à-dire feu) ou
- Le commutateur coupe feu de l'APU est dans la position FIRE (c'est-à-dire feu) ou
- Le module de détection de feu de moteur/APU envoie un signal du feu à l'ECU ou
- L'ECU reçoit un signal hors des limites des sondes de l'APU.

5.5 / SYSTEME DE VIDANGE DE CARBURANT

Le système de vidange de carburant permet :

- le transfert de carburant d'un réservoir à un autre au sol.
- la vidange des réservoirs.

a) Les composants du système

♦ La valve de vidage

Elle permet le contrôle de l'opération de vidange.

a – Localisation

L'accès à la valve de vidage se fait à travers une porte de visite située sous le bord d'attaque de l'aile droite, elle est fixée sur le longeron avant. *Voir figure (II-36)*

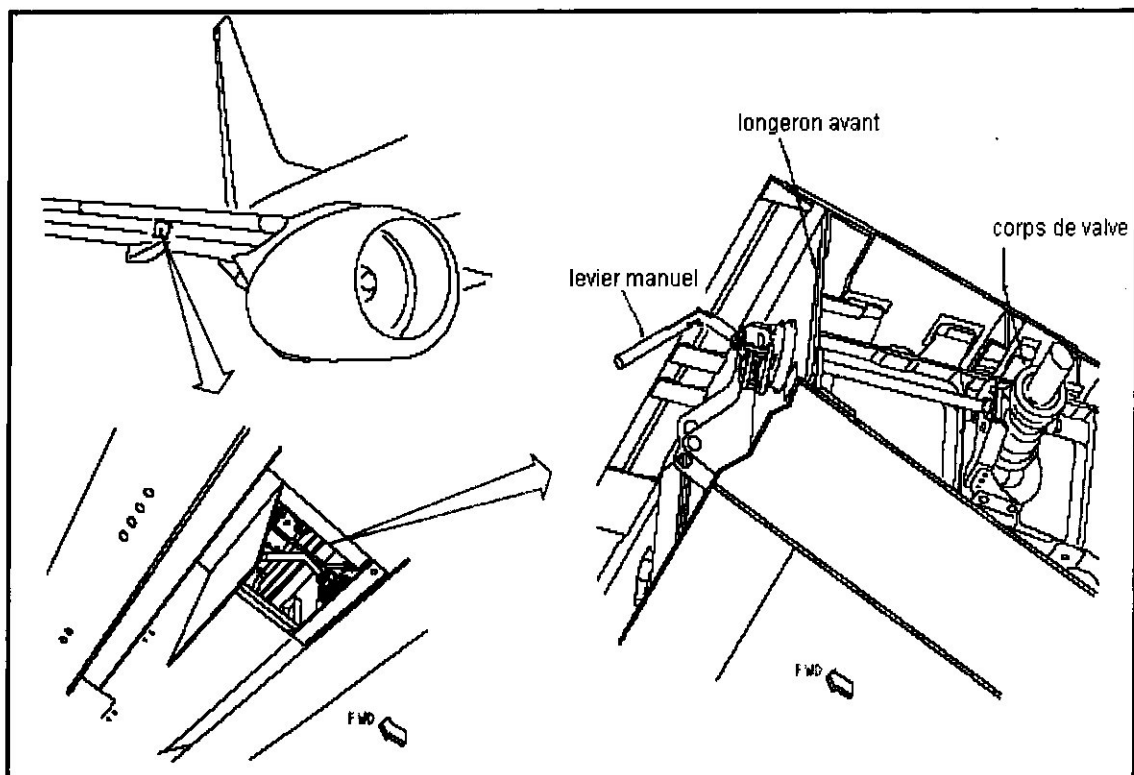


Figure (II-36) : localisation de la valve de vidage

b – Description de la valve

La valve de vidange est actionnée manuellement par un levier. Elle se compose des éléments suivants :

- *Un levier manuel* : il actionne la valve, il a deux positions : ouverte et fermer.

La porte d'accès à la valve de vidange ne se ferme pas si le levier est en position ouverte.

- *Le corps de la valve* : Le corps de la valve de vidange connecte la partie droite de la rompe d'alimentation des moteurs à la rompe de vidange

b) Opération de vidange de carburant

L'opération de vidange se fait par deux méthodes :

b.1) Vidange par pressurisation

La vidange par pressurisation peut se faire de n'importe quel réservoir et utilise les éléments suivants : *Voir figure (II-37)*

- station d'approvisionnement en carburant
- les pompes d'appoint des réservoirs
- la valve de vidange
- la vanne d'intercommunication

Pour vidanger les réservoirs par pressurisation, il faut suivre les recommandations suivantes :

- connecter les tuyaux de carburant
- mettre le levier de la valve de vidange en position « OPEN »
- actionner les pompes des réservoirs à vidanger
- ouvrir la vanne d'intercommunication (si nécessaire)
- éteindre les pompes des réservoirs vides.
- mettre le levier de la valve de vidange en position (CLOSE)
- déconnecter les tuyaux de carburant.

b.2) Vidange par aspiration

La vidange par aspiration se fait seulement à partir des réservoirs principaux (à travers des valves de by-pass). Cette opération utilise les éléments suivants : *Voir figure (II-37)*

- valve de vidange.
- station d'approvisionnement en carburant.
- matériel spécifique pour aspiration de carburant

Pour vidanger les réservoirs par aspiration, il faut suivre les recommandations suivantes :

- connecter les tuyaux de vidange.
- mettre le levier de la valve de vidage en position « OPEN »
- ouvrir la vanne d'intercommunication (si nécessaire)
- aspirer le carburant avec l'unité d'aspiration au sol
- lorsque les réservoirs sont vides, mettre le levier de la valve de vidage en position (CLOSE)
- déconnecter les tuyaux de carburant.

NOTA : l'aspiration de carburant des deux réservoirs principaux doit se faire au même temps, lorsque un des réservoir est vide, l'aspiration de l'air à travers celui-ci stoppe l'opération.

c) Opération de transfert de carburant

Pour transférer le carburant des réservoirs, on utilise les éléments suivants : *Voir figure (II-37)*

- système de vidange
- système d'approvisionnement en carburant.
- Système d'alimentation des moteurs.

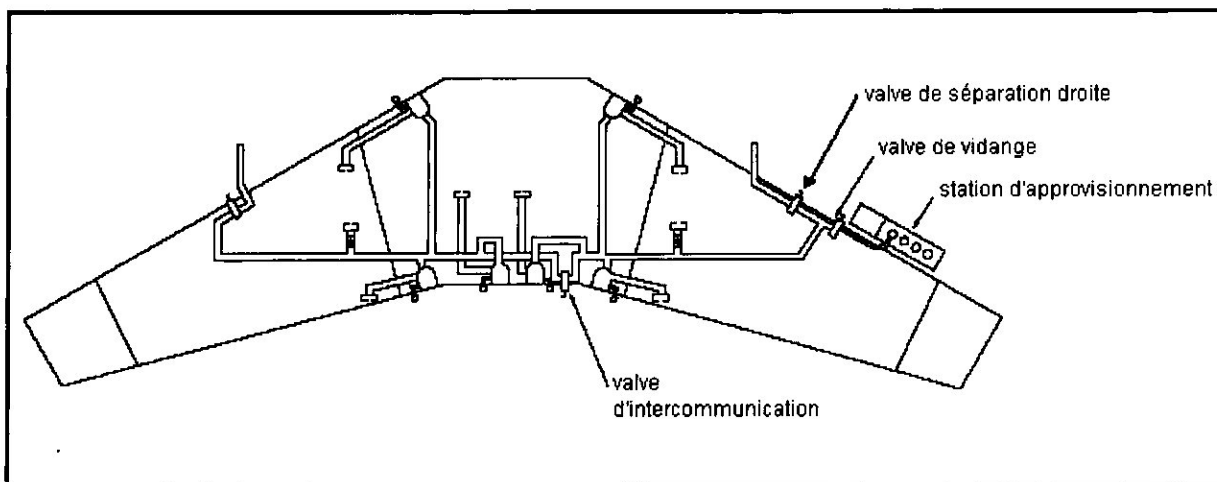


Figure (II-37) : éléments du système de vidange.

Pour une opération de transfert de carburant, il faut suivre les recommandations suivantes :

- mettre le levier de la valve de vidage en position « OPEN ».
- actionner les pompes des réservoirs auxquelles on veut vidanger la carburant.
- Ouvrir la vanne d'intercommunication.

- Ouvrir les valves de vidange aux réservoirs auxquelles on veut transférer du carburant.
- Après l'opération de transfert, éteindre les pompes d'appoint.
- Fermer la valve d'intercommunication.
- mettre le levier de la valve de vidange en position (CLOSE).

5.6/ LES INDICATION DU SYSTEME CARBURANT

a) Système d'indication de quantité de carburant (FQIS):

L'indication de quantité de carburant est affichée au cockpit par les CDS et au panneau d'approvisionnement en carburant en Kg. *voir figure (II-38)*. Elle est réalisée grâce à une unité de processeurs appelée : fuel quantity processor unit (FQPU) qui assure les fonctions suivantes :

- calculer la quantité de carburant dans chaque réservoir.
- calculer la quantité de carburant total.
- Envoyer le signal de quantité de carburant au CDS.
- Envoyer le signal de quantité de carburant au panneau d'approvisionnement P15.
- Envoyer le signal de quantité de carburant au FMC (flight management computer).
- Détection des pannes du système.
- Enregistrement des pannes dans la mémoire non volatile.
- Envoyer les rapports de pannes au CDU.

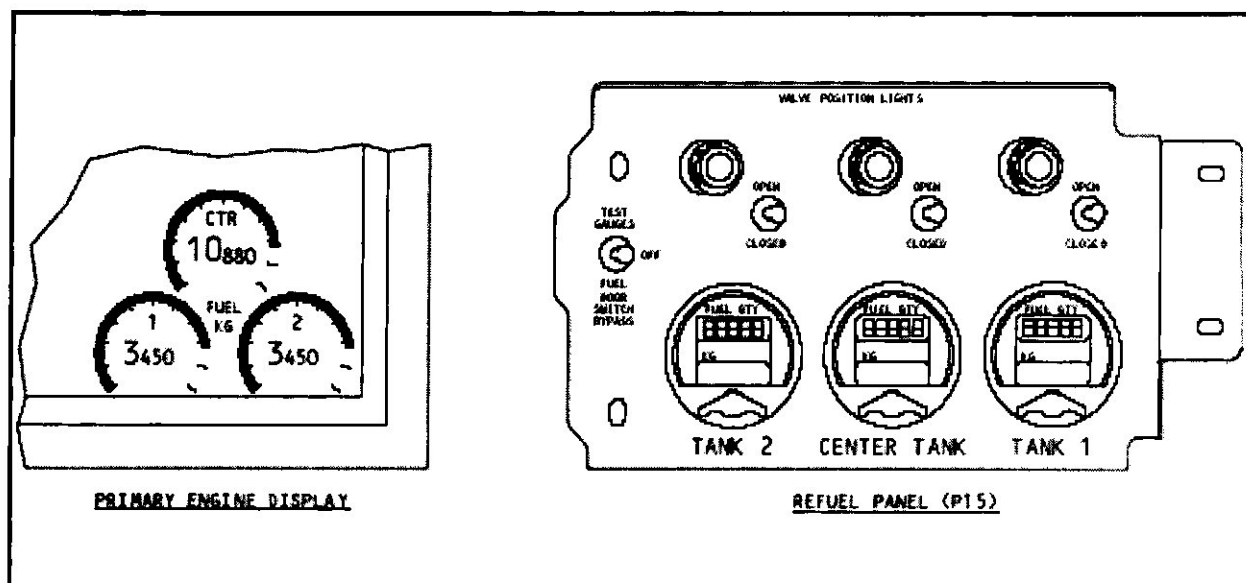


Figure (II-38) indication de quantité de carburant

a.1) Éléments du système

a- Jauges capacitives : le système comporte 32 jauges capacitives :

- 12 dans le réservoir principal N° 1
- 12 dans le réservoir principal N° 2
- 8 dans le réservoir central.

Le FQPU envoie un signal base impédance aux jauges, et reçoit une signale de retour haute impédance, ce dernier est proportionnel à la quantité de carburant contenue dans le réservoir.

Voir figure (II-39 et II-40)

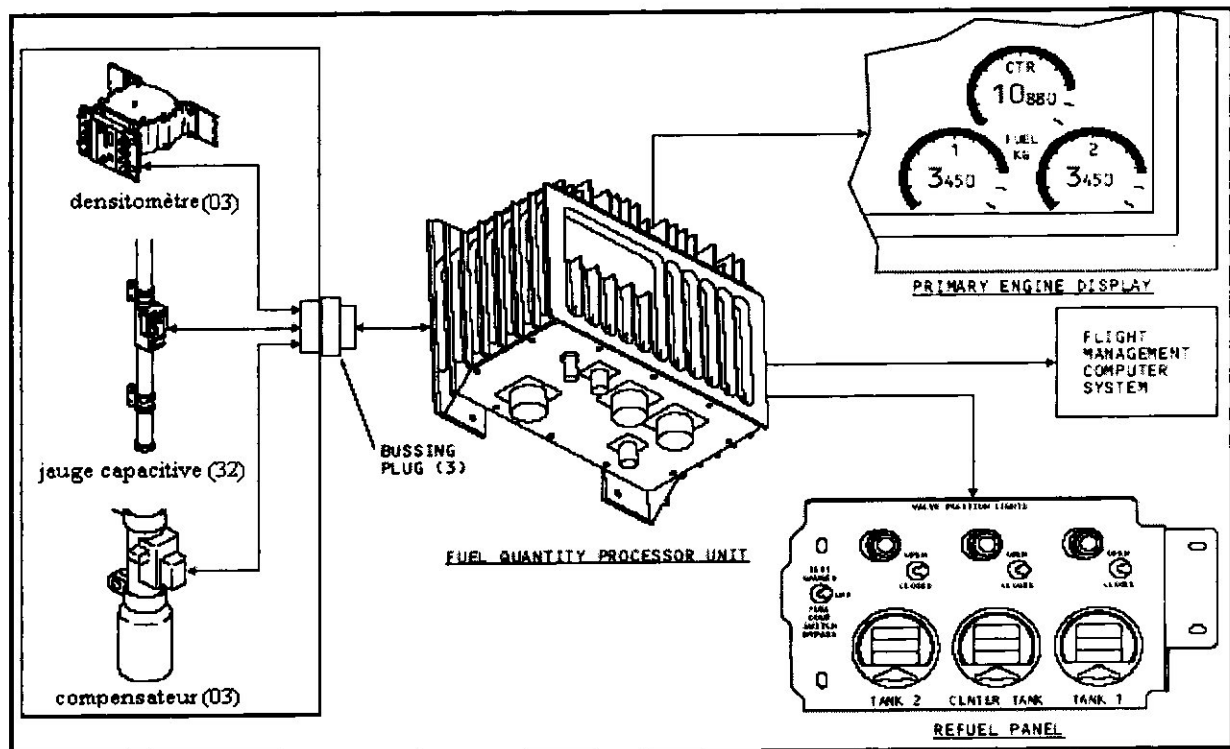


Figure (II-39) : *Éléments du système d'indication de quantité de carburant*

b- Les compensateurs :

Il y a un compensateur dans le point le plus bas de chaque réservoir.

Le FQPU envoie au compensateur un signal basse impédance ; le signal haute impédance de retour est proportionnel aux caractéristiques diélectrique du carburant.

Les compensateurs permettent de corriger la quantité de carburant en prenant compte des changements des propriétés du carburant pendant toutes les phase du vol.

c- Les densitomètres :

Il y a un densitomètre dans chaque réservoir, il permet de calculer la densité de carburant dans chaque réservoir et de fournir l'information au compensateur ce qui permet de donner une exactitude approximative de 1%.

d- Les harnais :

Il y a un harnais dans chaque réservoir, il relie les jauges capacitatives, le densitomètre et le compensateur à un connecteur à l'intérieur du réservoir, ce connecteur est relié à l'unité de processeur par une prise à l'extérieur du réservoir.

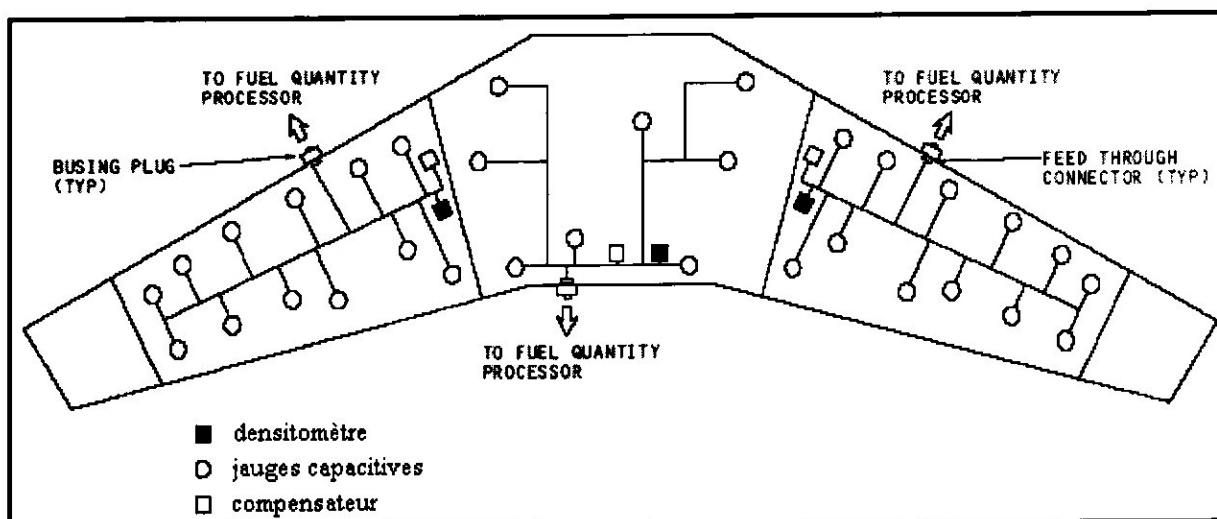


Figure II-40 : Localisation des éléments du système d'indication de quantité de carburant.

a.2) Fonctionnement du système

L'unité de processeur de quantité de carburant (FQPU) a trois cartes à circuit conditionneur de signal (signal conditioner circuit cards -SCCC-) et une carte d'affichage BITE. Voir figure (II-41)

1. Circuit conditionneur de signal

Il y a un circuit pour chaque réservoir, il assure les fonctions suivantes :

- envoyer un signal basse impédance aux jauges et au compensateur.
- lire le signale de retour haute impédance des jauges et du compensateur.

- envoyer un signal électrique au densitomètre.
- lire le signal de retour du densitomètre.
- calculer la densité du carburant pour améliorer l'exactitude du système.
- calculer le poids de carburant pour son réservoir.
- convertir les signaux analogiques en signaux ARINC 429.
- envoyer les données de poids de carburant du réservoir aux DEUs.
- envoyer les messages de pannes en temps réel au BDC (bite display card)

2. Carte d'affichage BITE

La carte d'affichage BITE assure les fonctions suivantes :

- Enregistrer les messages de pannes dans la mémoire non volatile.
- Envoyer un signal pour chaque SCCC pour commencer le test de l'isolation de panne.
- Envoyer et recevoir des messages de pannes au FMC.

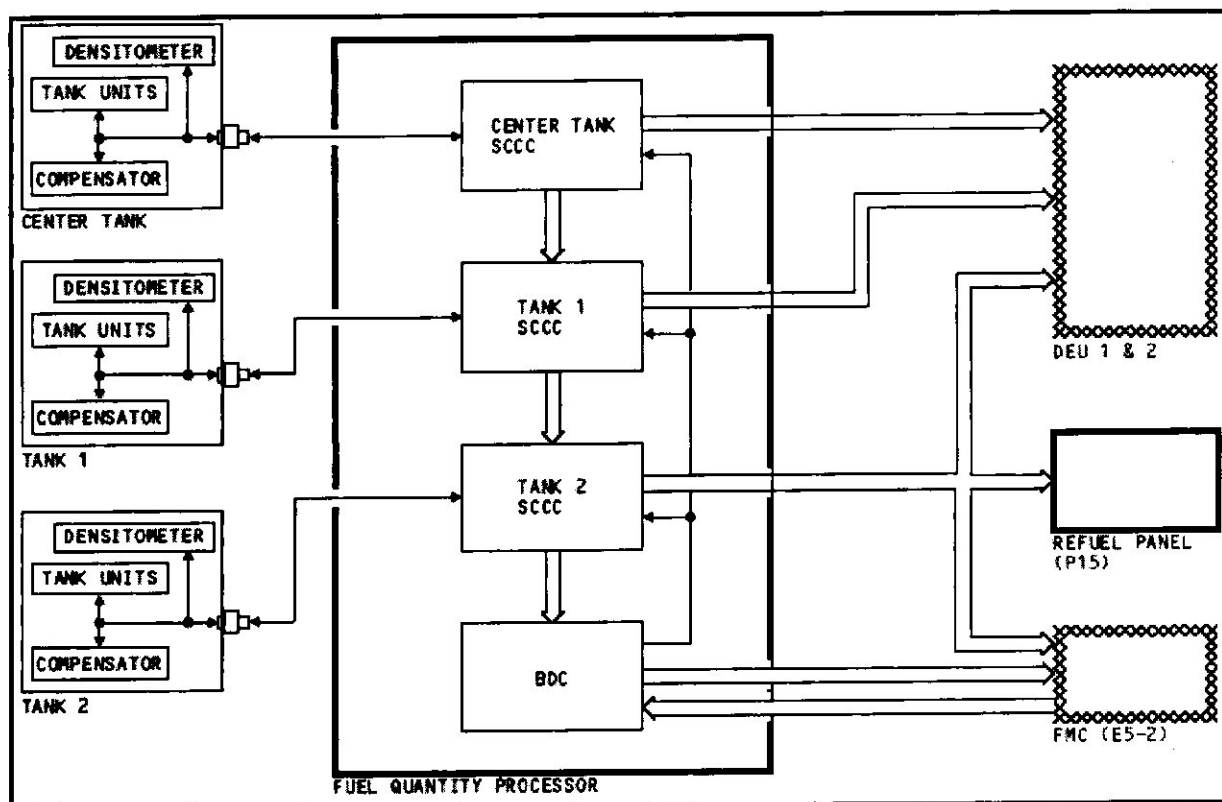


Figure (II-41) : fonctionnement du système d'indication de quantité de carburant

a.3) Indications de quantité de carburant au cockpit

La quantité de carburant de chaque réservoir est indiquée au cockpit par un arc sur l'écran primaire des indications moteur (primary engine display). Elle est exprimée en Kg.

voir figure (II-42)

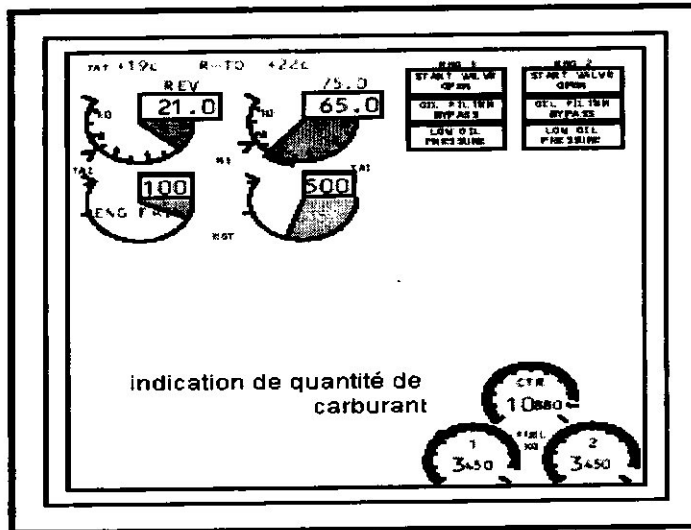


Figure (II-42) : Ecran primaire des indications moteurs

a.4) Messages d'indications du système carburant

Ces messages apparaissent au CDS lorsqu'il y a un problème lié à la configuration du système :

1. **Le message « LOW »** : (bas niveau)

Le message « LOW » apparaît au CDS si l'un des réservoirs principaux a moins de 907 Kg (2000 Lb) de carburant, et il disparaît si la quantité de carburant dépasse 1113 Kg (2500 Lb). le bas niveau de quantité de carburant doit exister 30 seconde avant l'apparition du message. Voir figure (II-43)

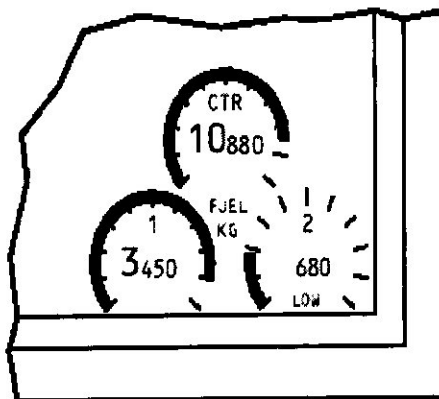


Figure (II-43) : message de baisse de quantité de carburant

2. Le message « IMBAL » : (déséquilibre)

Le message « IMBAL » apparaît lorsque la différence de quantité de carburant entre le réservoir principal N°1 et le réservoir principal N°2 atteint 453 Kg (1000 Lb). Il disparaît si cette différence est de 90 Kg et moins. *voir figure (II-44)*

Le déséquilibre de carburant entre les réservoirs principaux apparaît seulement en vol et doit exister 60 secondes avant l'apparition du message.

L'indication de déséquilibre de carburant en vol doit être immédiatement corrigée par le pilote en optant pour une configuration correctrice à partir du panneau de commande P5-2.

3. Le message « CONFIG » : (configuration)

Le message « CONFIG » apparaît si les conditions suivantes existent : *voir figure (II-44)*

- Il y a 725 Kg (1600 Lb) ou plus de carburant dans le réservoir central.
- Les deux pompes du réservoir central sont en position « OFF ».
- Les deux moteurs sont en marche.

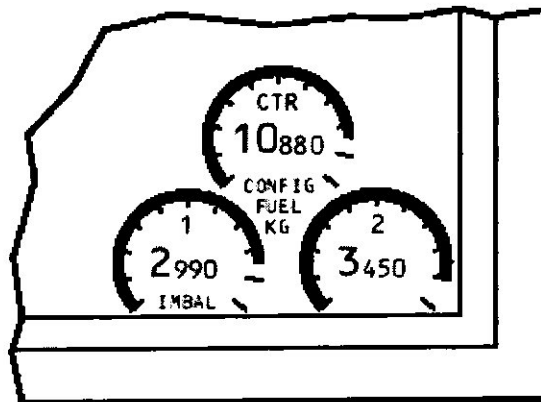


Figure (II-44) : les message de configuration et de déséquilibre

b) Système d'indication de température de carburant

La température de carburant est prise à partir du réservoir principal N°1 et est indiquée au cockpit sur le panneau P5-2 °C.

la mesure de température de carburant se fait par une sonde placée sur le longeron arrière du réservoir principal N°1. elle est de type résistive et fonctionne au courant alternatif 28V. le signal de retour de la sonde traduit au cockpit en °C est proportionnel à la température de carburant. *Voir figure (II-45)*

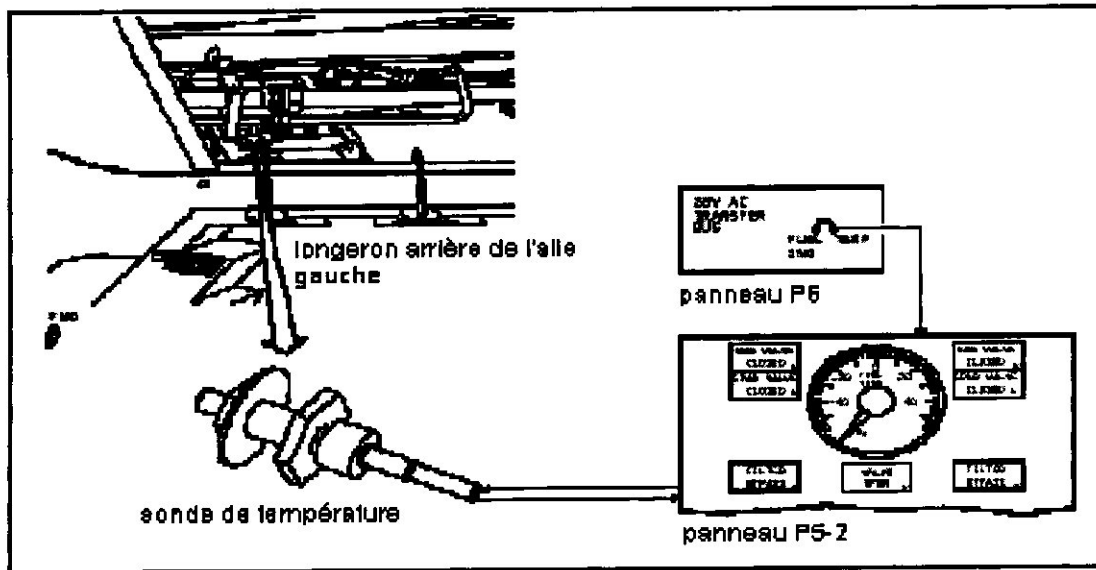


Figure (II-45) : système d'indication de température de carburant

c) Mesure visuelle de quantité de carburant

La quantité de carburant peut être mesurée manuellement par :

- 16 flotteurs à graduation qui se trouve sous les portes de visite des réservoirs ; 6 dans le réservoir 1, 6 dans le réservoir 2 et 4 dans le réservoir central. *Voir figure (II-46)*
- deux inclinomètres situés a la soute du train d'atterrissage un pour déterminer le tangage et un pour déterminer le roulis de l'avion.

Les flotteurs et les inclinomètres permettent de déterminer la position linéaire du carburant dans les réservoirs, la quantité réelle du carburant peut être déduite grâce à des tableaux de conversion de l'AMM.

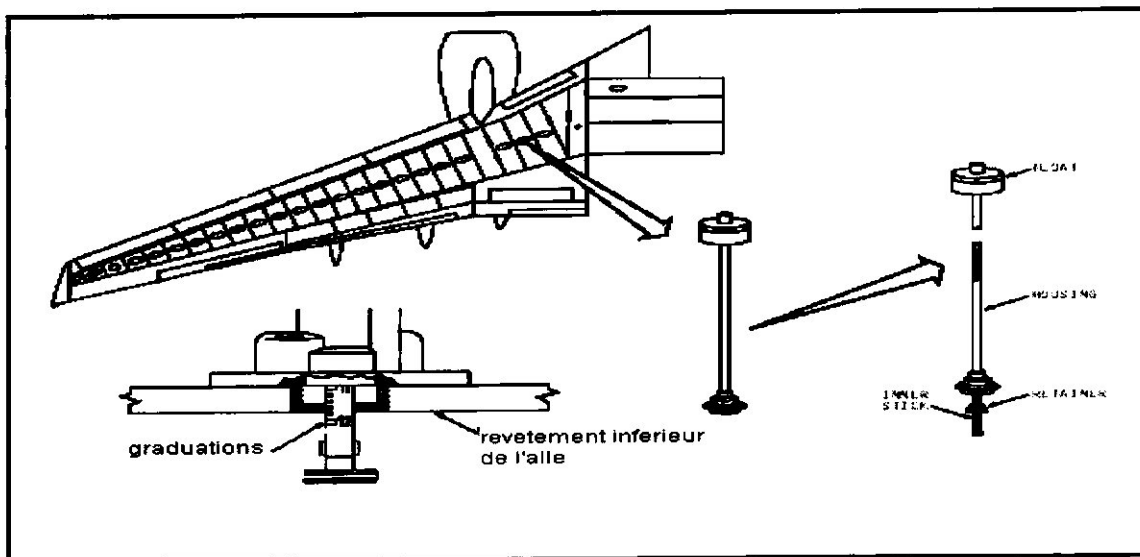


Figure (II-46) : Les flotteurs à graduation

CHAPITRE III

**Présentation de la maquette de
simulation du système carburant
du B737-800**

1/ LES COMPOSANT DU SYSTEME ET LEURS FONCTIONS

1.1/ Les réservoirs

Le B737-800 à trois réservoirs de carburant, un réservoir central et deux réservoirs principaux, ils sont de type structuraux. Le réservoir central est situé en grande partie dans le fuselage il a une capacité de 13066 Kg .le réservoir principal N° 1 est situé dans l'aile gauche et le réservoir principal N°2 est situé dans l'aile droite. Chacun des réservoirs principaux a une capacité de 3915 Kg. La station d'avitaillement est située sous l'aile droite de l'avion.

1.2/ Les pompes de gavage

Les pompes de gavage sont électrique et fonctionnent en courant alternatif 115V sous une fréquence de 400Hz elles sont de type plongé. *Voir figure (II- 1)*

Chaque réservoir principal utilise deux pompes de gavage une pompe avant et une pompe arrière. Le réservoir central utilise deux pompes de gavage, la pompe gauche et la pompe droite. Le réservoir principal N°1 et la pompe de gavage gauche du réservoir central alimentent le moteur gauche et le réservoir principal N°2 et la pompe de gavage droite du réservoir central alimentent le moteur droit.

Le débit des pompes de gavage du réservoir central est plus grand que celui des pompes de gavage des réservoirs principaux par conséquent le réservoir central est toujours épuisé en premier.

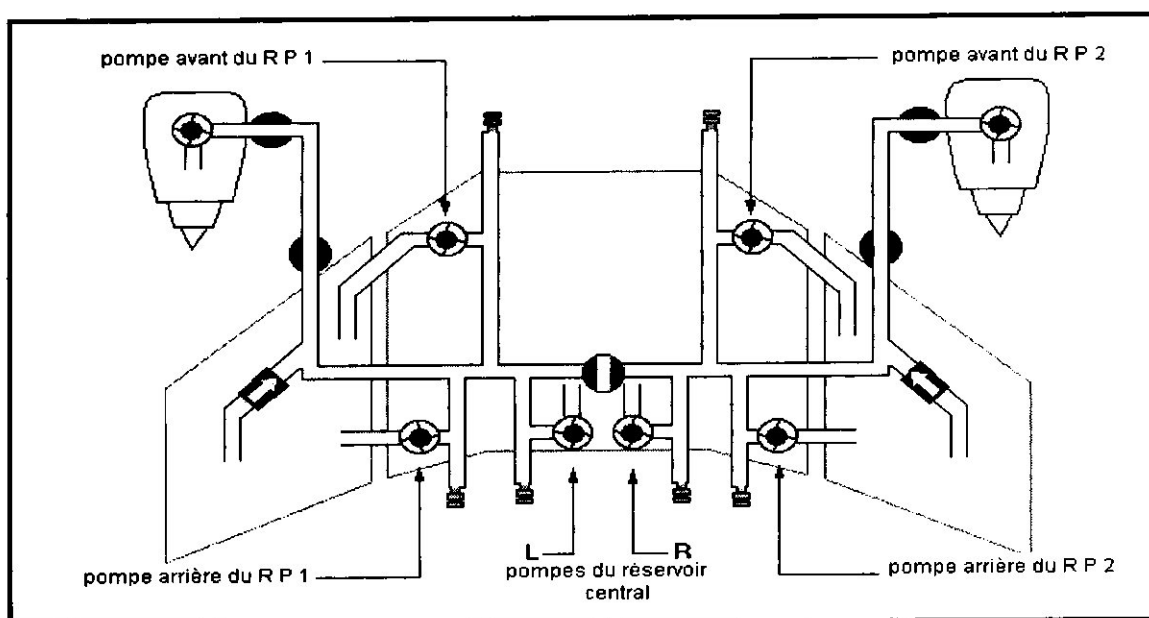


Figure (III-1) Les Pompes de gavage des réservoirs

1.3/ Les clapets anti-retour

Les clapets anti-retour assurent le non retour du carburant dans les réservoirs lorsque leurs pompes de gavage sont en arrêt. *Voir figure (III- 2).*

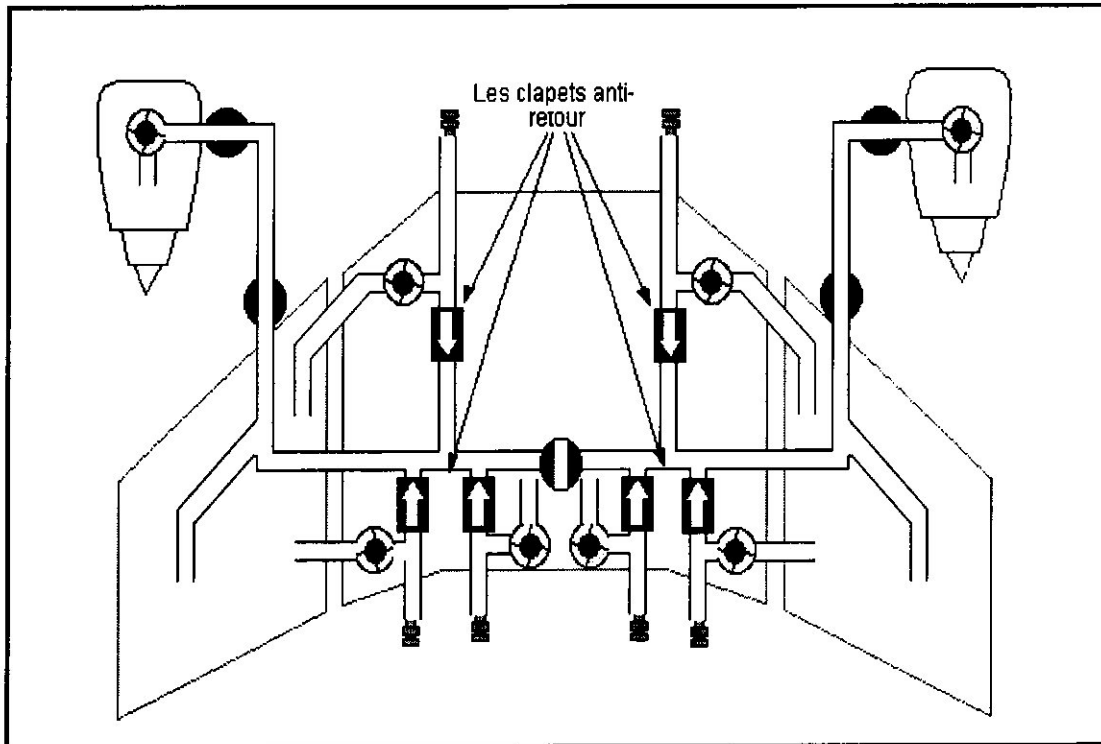


Figure (III- 2) : les clapets anti-retour des pompes de gavage

1.4/ La valve d'intercommunication

La valve d'intercommunication permet de mettre les deux parties du système en communication pour alimenter un moteur à partir du réservoir du côté opposé ou pour corriger un déséquilibre de carburant dans les réservoirs. *Voir figure (III- 3).*

1.5/ Les indicateurs de baisse de pression

Les indicateurs de baisse de pression indiquent la baisse de pression de chacune des pompes de gavage et envoient l'indication au panneau de commande P5-2. *voir figure (III- 3).*

1.6/ Les valves d'isolement et de séparation :

Une valve d'isolement et une valve de séparation sont installées dans chaque ligne d'alimentation des moteurs, elles permettent de couper l'alimentation en carburant des moteurs. *Voir figure (III-3).*

1.7/ Les clapets de by-pass :

Chaque réservoir principal a un clapet de by-pass de carburant, en cas de panne des deux pompes de gavage d'un des réservoirs principaux (après épuisement du réservoir central), la pompe mécanique basse pression du moteur peut assurer l'alimentation du moteur par aspiration de carburant à travers les clapet de by-pass des réservoirs principaux. *Voir figure (III-3)*

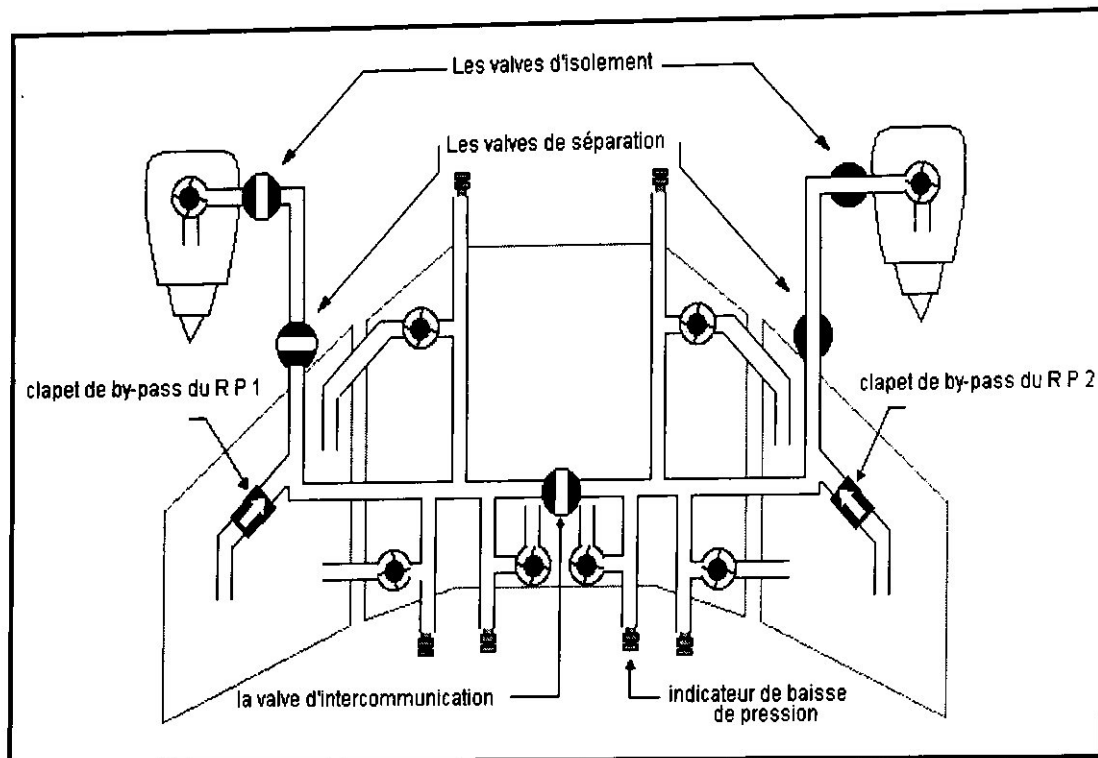


Figure (III- 3) : les vannes les clapets de by-pass et les indicateurs de baisse de pression

2/ PRESENTATION DE LA REALISATION

On propose la réalisation d'une maquette représentative du système de carburant du Boeing 737-800 de dimensions 120 X 50 X 10 cm, avec sont panneau de commande (le panneau P5-2) ayant pour but la simulation du fonctionnement de celui ci.

Pour une meilleure visualisation et la compréhension du principe de fonctionnement du système présenté, les réservoirs de carburant sont conçus en verre, la tuyauterie est transparente. *(Voir figure III-4)*

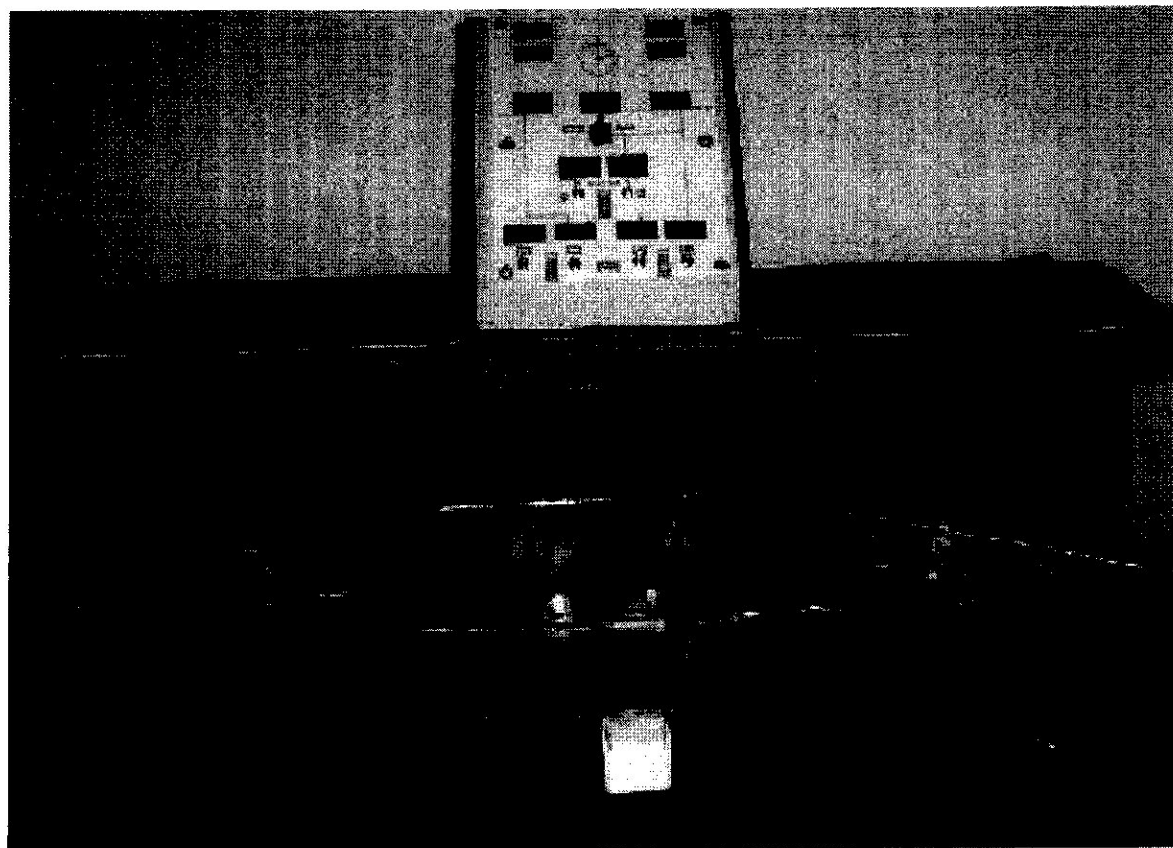


Figure (III-4) : présentation de la maquette

3/ MATERIAUX UTILISES

Les matériaux utilisés sont :

- *du verre* : verre transparent d'épaisseur 4mm pour la conception des trois réservoirs à carburant.
- *du plexi glace* : pour des raisons de maniabilité nous avons utilisé du plexi glace de couleur transparente pour les sections de passage de la tuyauterie d'alimentation et d'intercommunication.
- *Du bois* : une feuille en bois de dimensions 35 X 45 cm d'épaisseur 5mm pour représenter le panneau P5-2 qui est le panneau de commande de l'alimentation en carburant.
- *La colle (silicone)* : c'est une colle spéciale qui permet le collage des différentes feuille de verre et de plexi glace. *Voir figure (III-5)*

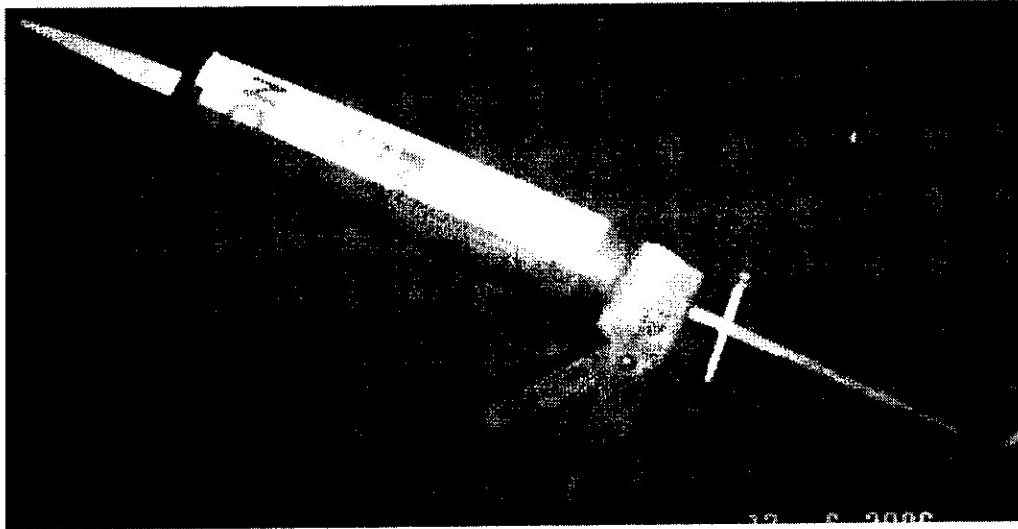


Figure (III-5) : La colle (silicone).

On a aussi utilisé : la tuyauterie transparente de différents diamètres, des T, des coudes, la moquette...

4/ EQUIPEMENTS UTILISES

Les équipements utilisés sont :

- *Les pompes* : elles sont en nombre de six (deux pour chaque réservoir) se sont des pompes électriques qui fonctionnent en 12V, elle représentent les pompes d'appoint qui fournissent du carburant sous pression à la pompe d'alimentation des moteurs et de l'APU. *Voir figure (III-6).*

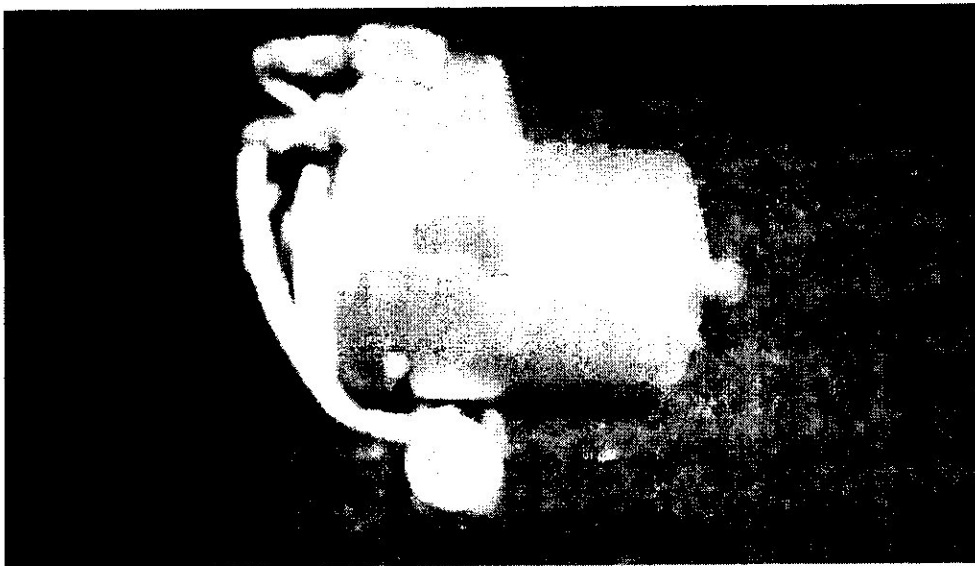


Figure (III-6) : La pompe électrique.

- **Electrovannes** : elles sont en nombre de trois, elles fonctionnent en 220V, voir figure (II-7).

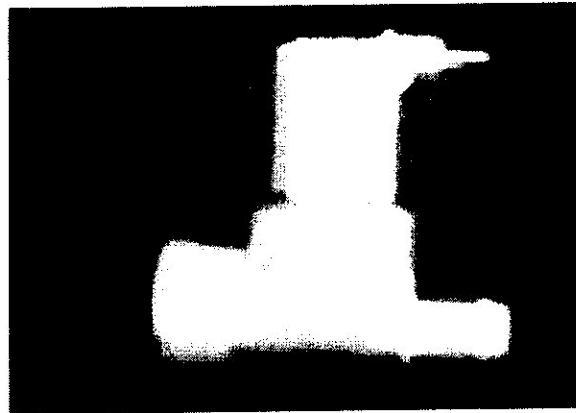


Figure (III-7) : L'électrovanne.

L'électrovanne présente deux positions :

- Ouverte : si la bobine de l'électrovanne est excitée avec du courant 220V AC, la vanne s'ouvre et laisse passer le carburant
- fermer : si la bobine de l'électrovanne n'est pas excitée la vanne reste fermée.

Deux électrovannes représentent les deux vannes d'isolements situées aux entrées des deux moteurs. La troisième représente la vanne d'intercommunication (cross feed valve) qui se trouve au niveau du réservoir central.

- **Indicateur de température** : il permet d'indiquer la température du carburant grâce à une sonde placée au réservoir principal N°1 qui communique avec l'indicateur placé dans la partie supérieure du panneau de commande.

On a aussi utilisé : des clapets anti-retour. voir figure (III-8), des indicateur de baisse de pression des pompes, des switches, un sélecteur (marche ou arrêt de la cross feed valve) des diodes et des files électriques.

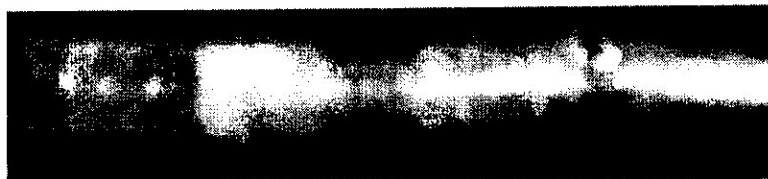


Figure (III-8) : clapet anti-retour

5/ OUTILLAGE UTILISE

Pour la réalisation de ce projet on a utilisé l'outillage présent à l'atelier de propulsion de l'institut d'aéronautique IAB de Blida :

- scie à métaux
- perceuse électrique
- l'étau
- lime électrique
- lime manuelle
- tronçonneuse électrique
- règle, marqueur, tourne vis, pince coupante...

6/ LES DIFFERENTES ETAPES DE LA REALISATION

1- Préparation de la table : notre réalisation se pose sur une table de 150X100 cm et de 80 cm de hauteur.

2- Découpage du verre : on a découpé les différentes feuilles de verre de dimensions suivantes :

- deux feuilles de forme rectangulaire de dimensions 45 X 30 X 04 cm.
- quatre feuilles de forme en losange de dimension 47.5 X 30 X 04 cm.
- deux feuilles de forme rectangulaire de dimensions 25 X10 X 04 cm.
- quatre feuilles de formes rectangulaires de dimensions 40 X10 X 04 cm.

On a aussi découpé :

- deux feuilles de plexi glace de forme rectangulaire et de dimensions 47.5X10 X 04 cm.
- une feuille de forme rectangulaire et de dimension 40 X10 X 04 cm.

3- Perçage : on a procédé au perçage des feuilles ayant des sections de passage pour permettre le passage de la tuyauteries d'alimentation et d'intercommunication.

4- Collage des éléments : avec la colle (le silicone) on a procédé au collage des différentes feuilles de verre et de plexi glace. *voir figure (III-9)*

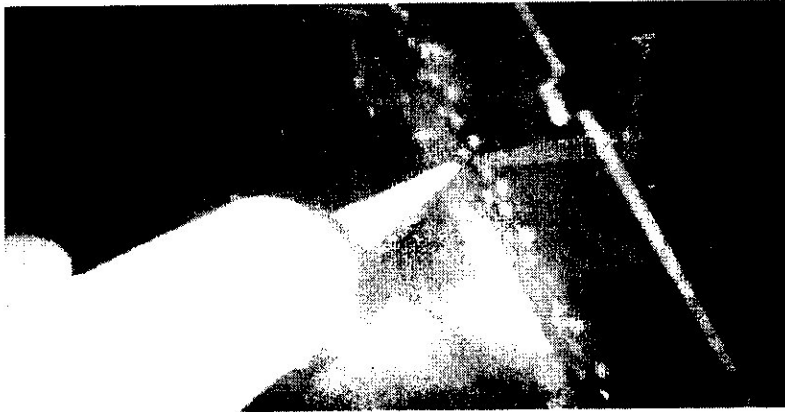


Figure (III-9) : le collage des éléments

- 5- Installation des pompes : les pompes sont fixées avec des vis sur la table à une distance de 10cm de la face avant de la ligne délimitant les réservoirs.
- 6- Installation de la tuyauterie : la tuyauterie d'alimentation et d'intercommunication les T, les coudes, les clapet anti-retour et les indicateurs de baisse de pression des pompes. *Voir figure (III-10).*

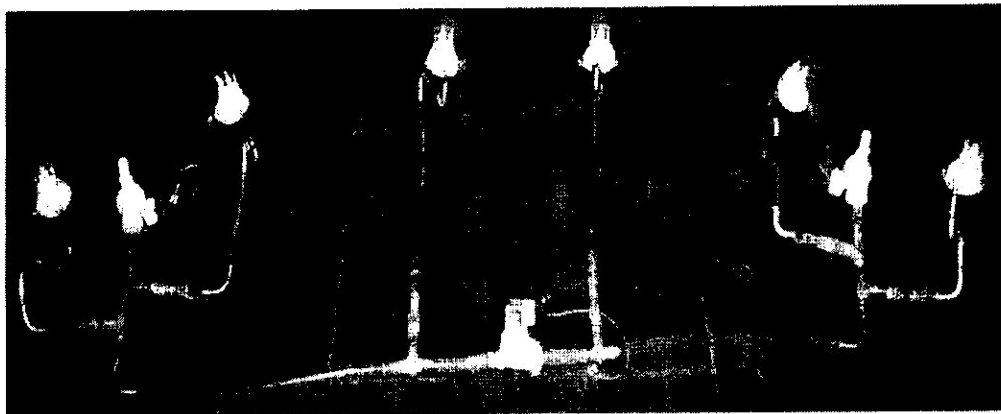


Figure (III-10) : Schéma représentatif de la tuyauterie.

- 7- Installation des pompes et des réservoirs *voir figure (III-11).*

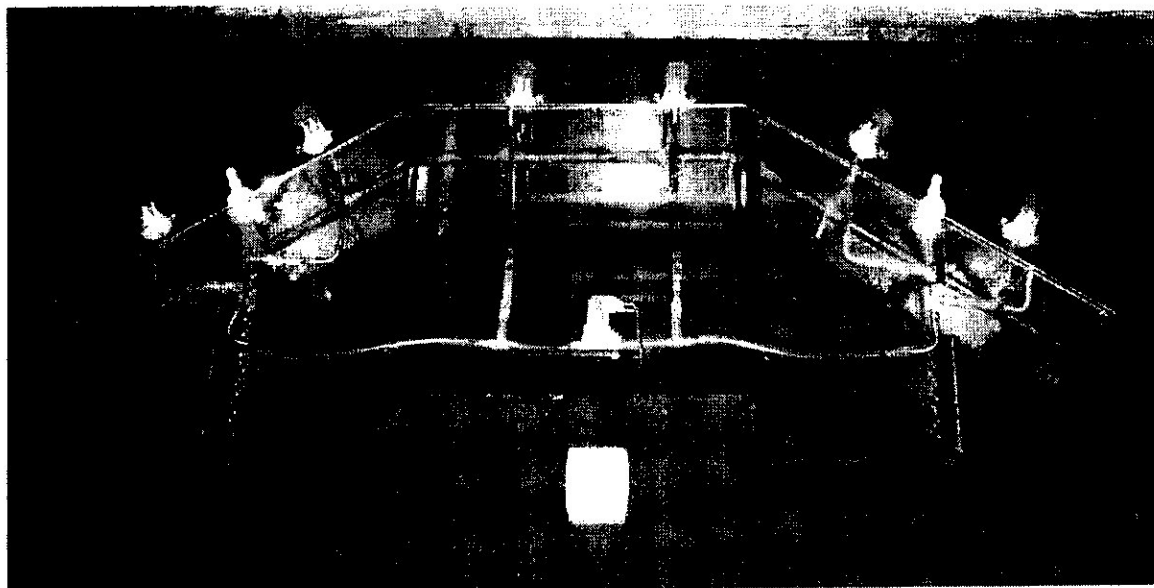


Figure (III-11) installation des interrupteurs

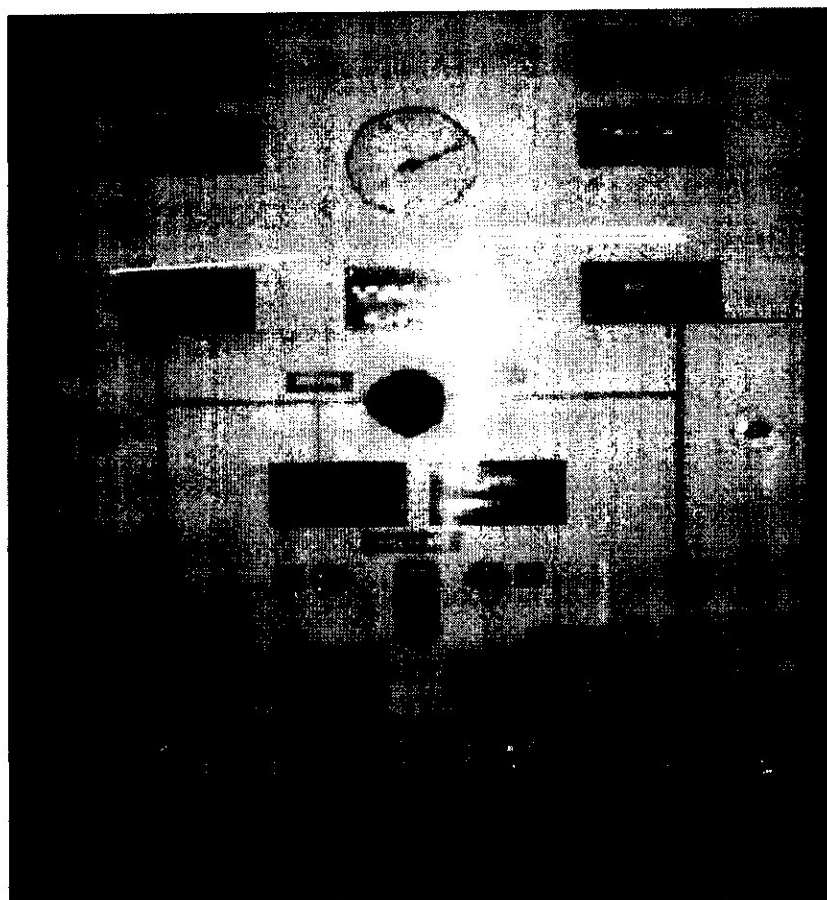


Figure (III-12) le panneau de commande

8 - Préparation du panneau de commande : après découpage de la planche de bois de dimensions 30X45 cm, on a procédé à l'installation des éléments suivants : *voir figure (III-12)* :

- Les commutateurs des pompes
- Le sélecteur de la valve d'intercommunication
- De l'indicateur de température carburant
- Les différentes diodes

9 - Installation du panneau de commande : le panneau de commande est fixé sur la table avec des vis

10 - Installation de l'alimentation électrique : la puissance électrique est générée par un générateur de tension de 12V et un courant de 14 à 25 A. Il est installé sur la partie arrière de la table.

11 - Installation des différentes connections électriques et des interrupteurs

12 - installation de la tuyauterie de l'alimentation des moteurs et de la cuve de récupération.

7/ FONCTIONNEMENT DE LA MAQUETTE

7.1/ Control et indications

L'indication de quantité de carburant est affichée au CDS *voir figure (III-13)*.

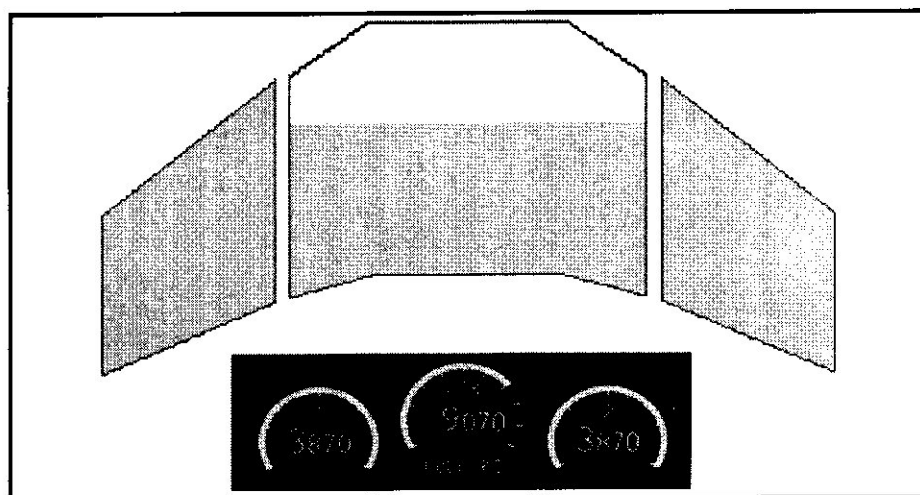


Figure (III-13) : Indication de quantité de carburant

Au cockpit le control du système de carburant se fait à travers le panneau de commande P5-2, il est situé sur le plafond avant gauche du poste de pilotage. *Voir figure (III-14)*

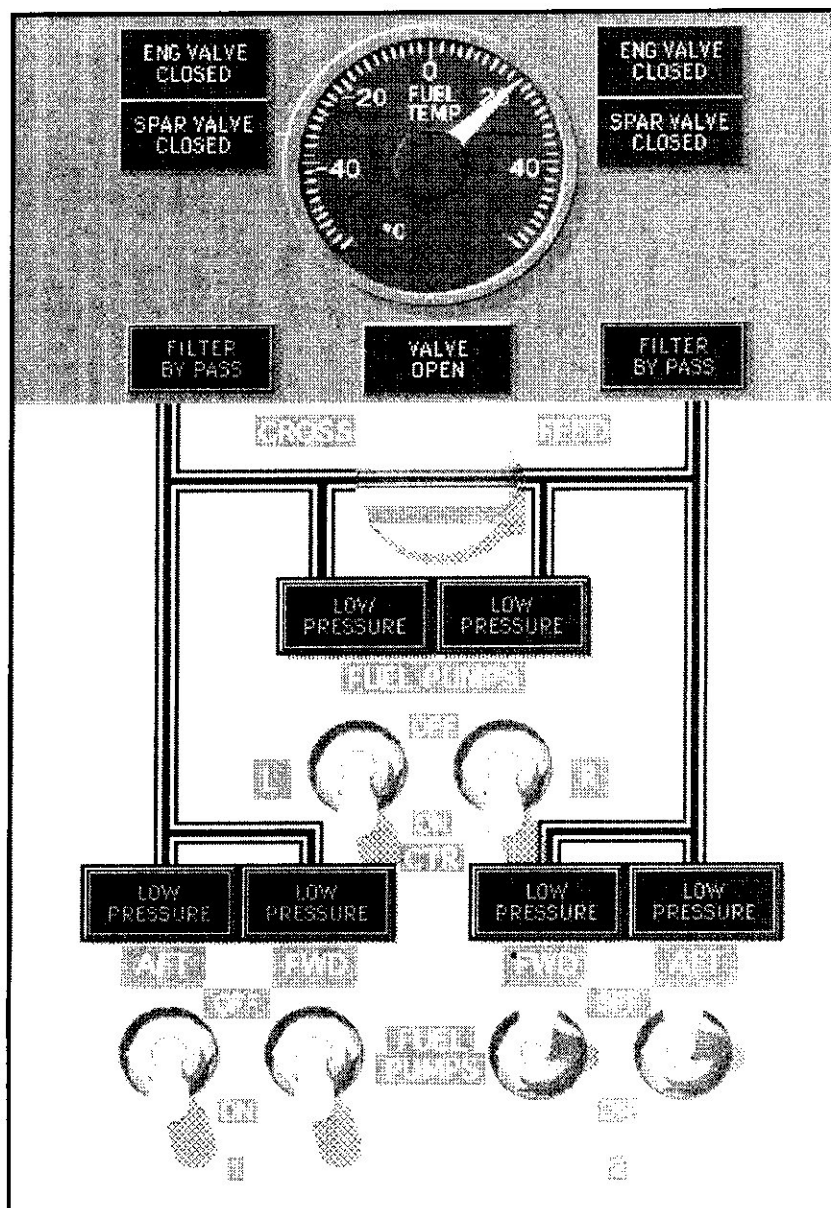


Figure (III-14) : Le panneau de commande P5-2

a) Les pompes de gavage

Les commutateurs du panneau de commande actionnent leurs pompes respectives.

♦ *Les voyants «LOW PRESSURE» :*

Le voyant « LOW PRESSURE » s'allume lors de la baisse de pression de sa pompe correspondante.

1. Le réservoir central :

Chaque voyant « LOW PRESSURE » des pompes de gavage du réservoir central s'allume lorsque :

- Le commutateur correspondant est en position « ON »
- Et la pression de la pompe est inférieure à 22 PSI

Le voyant s'éteint lorsque :

- La pression est supérieure à 22 PSI.
- Où le commutateur de cette pompe est en position « OFF ».

2. Les réservoirs principaux :

Chaque voyant « LOW PRESSURE » des 4 pompes de gavage des réservoirs principaux s'allume lorsque :

- Le commutateur correspondant est en position « OFF ».
- Où la pression de cette pompe est basse.

Le voyant s'éteint lorsque :

- Le commutateur est en position « ON ».
- Et la pression de cette pompe est normale.

b) La valve d'intercommunication

La valve d'intercommunication est actionnée par le sélecteur « CROSS FEED ».

♦ *Le voyant « VALVE OPEN » :*

Lorsque le sélecteur est en position fermée le voyant s'éteint.

Lorsque le sélecteur est en position ouverte le voyant s'allume de couleur bleu foncé.

La couleur bleu clair momentanée du voyant indique la position transitoire de la valve.

c) Les valves de séparation et d'isolement

Elles fonctionnent électriquement, la valve de séparation est commandée directement par la start lever, tan disque la valve d'isolement est commandée à travers la EEC.

◆ **Le voyant «ENG VALVE CLOSED » :**

Il indique la position de la valve d'isolement située à l'entrée du moteur, il s'allume lorsque la valve est en position fermée

◆ **Le voyant «SPAR VALVE CLOSED » :**

Il indique la position de la valve de séparation située sur longeron de l'aile, il s'allume lorsque la valve est en position fermée.

Les voyants s'éteignent lorsque leurs valves sont en position ouverte. Les voyants s'allument de couleur bleu foncé, Cependant la couleur bleu clair momentanée des voyants indique la position transitoire des valves.

d) Indication de température de carburant

L'indicateur de température du panneau P5-2 indique la température du carburant dans le réservoir principal N°1

Le maximum de la température permis est de 49°C, et le minimum est la plus grande des deux valeurs suivantes :

- -45°C
- La température de congélation du carburant + 3°C.

e) Indication de colmatage filtre carburant

Le voyant « FILTER BYPASS » s'allume pour indiquer la contamination du filtre de la pompe d'alimentation en carburant du moteur gauche ou droit.

8/ PREPARATION DU SYSTEME POUR LE DEMARRAGE DES MOTEURS

A partir du panneau de commande du système carburant P5-2, le pilote prépare le système pour le démarrage des moteurs, la procédure est la suivante :

◆ S'assurer que :

- Que la quantité de carburant estimée pour le vol est disponible et bien répartie dans les réservoirs.
- Les voyant « ENG VALVE CLOSED » et « SPAR VALVE CLOSED » sont allumés de couleur bleu foncé.
- Le voyant « FILTER BYPASS » est éteint.
- La valve d'intercommunication est en position fermer confirmée par le voyant « VALVE OPEN » qui est éteint.

◆ Tourner les commutateurs des pompes des gavage en position « ON ».

◆ S'assurer que les voyants « LOW PRESSURE » sont tous éteints.

Le système de carburant est ainsi prêt pour la séquence de démarrage des moteurs.

CHAPITRE IV

**Maintenance et initiation à la
recherche de panne du système
carburant du B737-800**

1/ MAINTENANCE

1.1/ Définition de la maintenance

L'entretien d'un aéronef peut être défini comme étant l'ensemble des opérations et actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ces éléments en état d'être exploités normalement comme lors de la certification. La maintenance consiste en plusieurs opérations dont : la vérification, modification, révision, inspection....

1.2/ Objectifs de la maintenance :

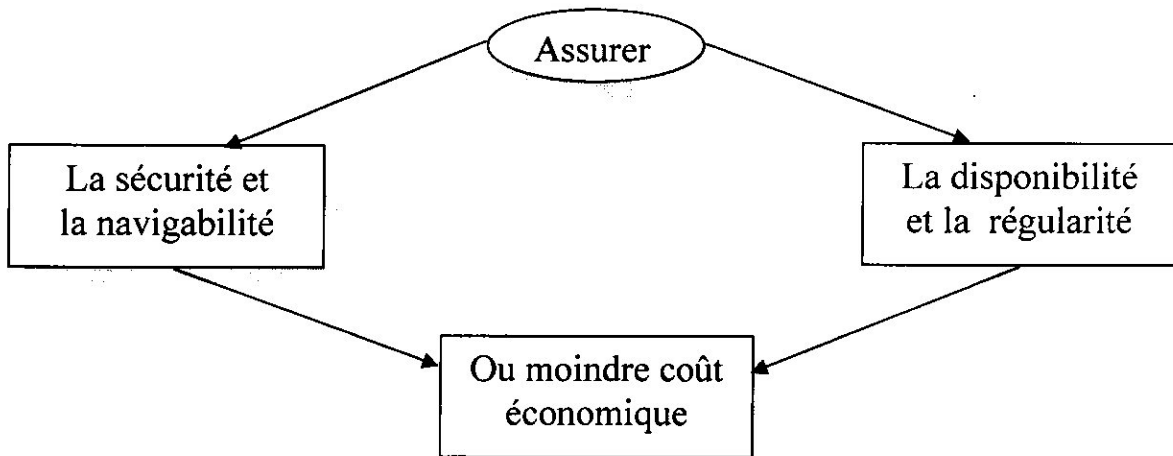


Figure (IV-1) : objectifs de la maintenance

a) La sécurité

C'est une exigence à la fois réglementaire et commerciale. L'aéronef doit, au cours du temps, conserver les caractéristiques de navigabilité définies et approuvées lors de sa certification (performances, domaine de vol, intégrité de la cellule et des propulseurs, sécurité et disponibilité des systèmes et équipement...). De plus, un accident peut nuire à l'image de marque du transporteur et du constructeur. *Voir figure (IV-1)*

b) La disponibilité

Un aéronef représente un investissement coûteux, les compagnies cherchent donc un taux d'utilisation élevé. Pour cela, un aéronef de transport doit être en état d'accomplir sa mission au moment voulu. Le retard ou l'annulation d'un vol constituent non seulement une perte pour la compagnie, mais nuisent aussi à son image auprès du passager. Eviter, dans une certaine mesure, cet inconvénient par un vol d'aéronef de réserve ou par des affrètements auprès d'autres transporteurs, ce qui n'est pas satisfaisant économiquement.

c) Le coût

Nous avons vu que la satisfaction des deux premiers objectifs, est dictée par les impératifs économiques, mais entretenir des avions nécessite une organisation des moyens matériels et humains. Minimiser le coût d'entretien constitue donc le 3^{ème} objectif ; ainsi, il faut trouver le meilleur compromis entre les deux premiers objectifs et le troisième, avec pour contrainte la satisfaction des exigences réglementaires en matière de sécurité et de disponibilité (régularité).

1.3/ Les différentes politiques de maintenance

La stratégie de la politique de maintenance consiste à définir les objectifs technico-économiques relatifs à la prise en charge du matériel d'une entreprise par le service de maintenance.

a) Entretien totalement effectué dans la compagnie :**Avantages :**

- Diminution du coût de maintenance.
- Indépendance technique.
- Souplesse de programmation et de modification.

Inconvénients :

- Investissement coûteux, matériel et humain.
- Frais financiers élevés sur le stock.
- Problème de main d'œuvre.

Exemples d'entretien

- Entretien en ligne (sur piste) (prévol/moyen, grand « GV »).
- Révision équipement (des bancs d'essai).

Exemples de flotte

- Une flotte en nombre (50 avions).
- Une flotte spécifique (Boeing, Airbus, ATR...).

b) Entretien effectué dans la compagnie partiellement :**Avantages**

- Investissement progressif et limité
- Gain de coût dans les parties très coûteuses
- Développement progressif d'activité

Inconvénients

- Dépendance technique
- Pas de maîtrise de stock
- Manque de souplesse dans la programmation et la modification

Exemples d'entretien

- Entretien en ligne (moyen, grand« GV »).
- Révisions mineures (simples tâches).

Exemples de flotte :

- Une flotte moyenne en nombre (20-30 avions).

c) Entretien sous traité totalement :**Avantages**

- Pas d'investissement coûteux
- Pas de frais financiers sur le stock
- Pas de problèmes de main d'œuvre

Inconvénients

- Dépendance technique.

Exemples d'entretien

- Entretien en ligne sous traité dès fois.

Exemples de flotte :

- Une petite flotte en nombre (2-3 avions).
- Avions loués ou avions de transition.

1.4/ Différents types de maintenances

Deux types de maintenances sont suivis pour pouvoir garder la disponibilité et la régularité des avions, ces deux types de maintenance sont ; voir (fig. IV-2).

- ❖ Maintenance programmée (préventive).
- ❖ Maintenance non programmée (corrective).

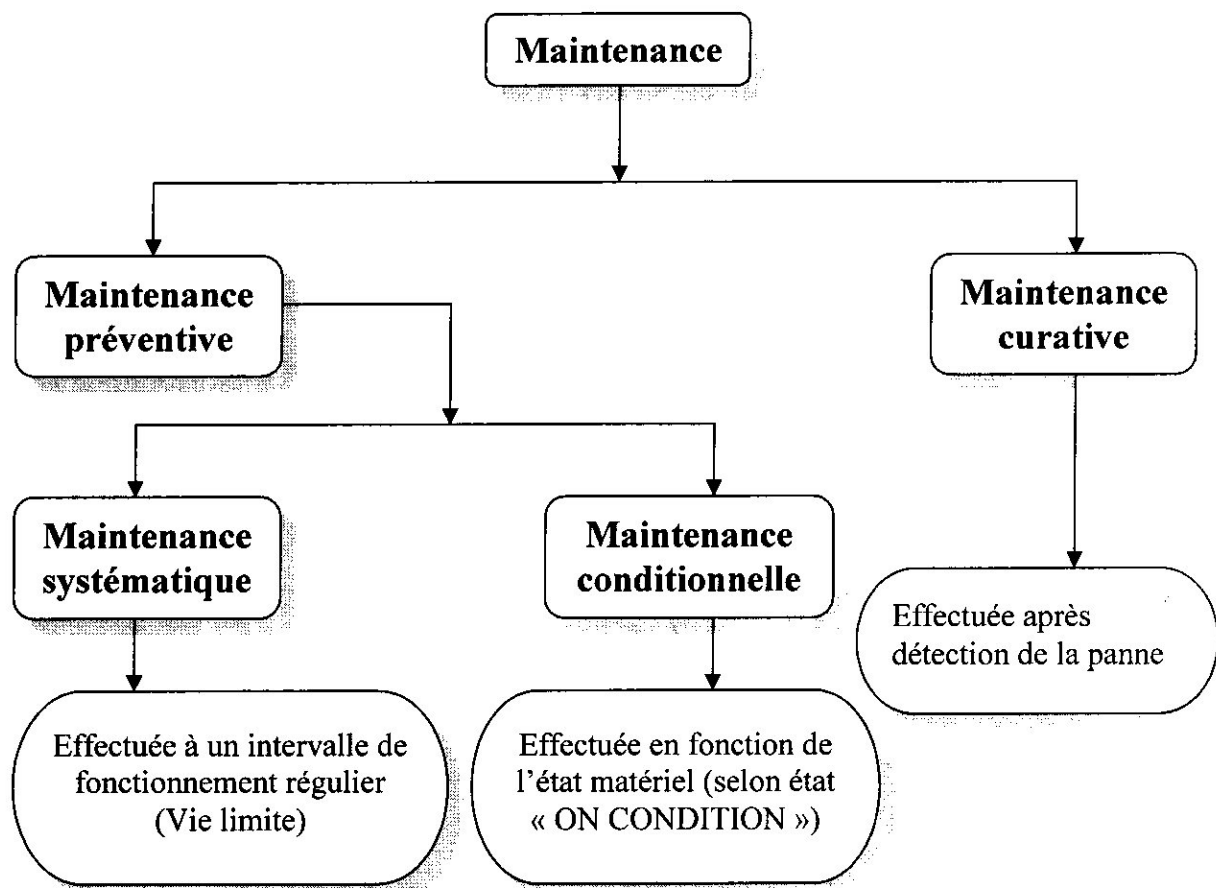


Figure (IV-2) : Différents types de maintenances

a) Maintenance préventive

C'est l'ensemble des opérations destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ses éléments en état d'être exploités normalement. Elle est effectuée selon des critères prédéterminés dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien (pièce, équipement...).

La prévention doit permettre d'éviter les pannes au cours d'utilisation par une intervention de maintenance prévue (visite), préparée et programmée avant la date probable d'apparition d'une défaillance.

On distingue deux types de maintenance préventive :

a.1) Maintenance préventive systématique :

Elle consiste à effectuer des interventions périodiques (visite intermédiaire, révision générale) selon un planning établi suivant le temps ou le nombre d'unités d'usage.

a.2) Maintenance préventive conditionnelle :

L'application de la maintenance préventive conditionnelle est reliée à un type d'événement déterminé en fonction de l'état matériel. Cette forme de maintenance a pour but d'assurer le suivi continu en service.

X a.3) Les visites programmées :

L'entretien des aéronefs doit être organisé en un temps cohérent de façon à minimiser les temps d'immobilisation, il s'agit donc de grouper les opérations élémentaires d'entretien de périodicités et d'importances comparables. Ces groupes d'opération sont appelés visites.

✓ Visite pré vol (transit) « PREFLIGHT CHECK » :

Elle sert à déterminer la navigabilité de l'avion par une inspection visuelle pour s'assurer qu'aucun dommage n'a été occasionné et qu'il n'y a aucune fuite de fluide évidente. Cette visite peut être effectuée par un membre de l'équipage.

Comprend, sans s'y limiter nécessairement :

-Une inspection autour de l'avion et de ses équipements de sécurité pour détecter des signes évidents d'usure, de dommages ou de fuites.

En outre, la présence de tous les équipements de sécurité est exigée.

-Un contrôle du compte rendu matériel afin de s'assurer que le vol considéré n'est pas affecté par des défauts non corrigés reportés et qu'aucune opération d'entretien requise figurant dans l'attestation d'entretien n'est dépassée ni ne le sera pendant le vol considéré .

-L'assurance que les liquides, gaz, etc. consommables embarqués avant le vol sont conformes aux spécifications appropriées.

- L'assurance que toutes les portes sont correctement fermées;
- L'assurance que tous les verrouillages de surface de contrôle et de train, le cache de la sonde anémo-barométrique, les dispositifs de retenue et les obturateurs d'entrée d'air moteurs ont été enlevés.

✓ **Visite journalière (DAILY CHECK) :**

Cette visite doit être effectuée une fois toutes les 24 heures, elle comporte les opérations de la visite pré vol en plus d'autres vérifications portant par exemple sur l'état général du fuselage et de la voilure, des entrées d'air des moteurs... etc. Ces visites peuvent être espacées de 3 jours.

✓ **Visite A :**

La visite de type « A » doit être effectuée toutes les 600 heures de vol, soit tout les mois. Elle inclue des inspections visuelles plus détaillées des systèmes et composants de la structure, par exemple les trains d'atterrissage, la surface des ailes, les moteurs et leur fixation, les prises d'air, le mécanisme des parties mobiles de la voilure, les portes, les systèmes d'indication de fumées...etc. Elle dure quelques heures.

***Nota :** Si une occurrence de Visite « A » intervient durant une période de stockage de l'avion, les opérations de maintenance liées à cette Visite " A " seront réalisées lors du déstockage.*

Cependant, la date de la Visite « A » suivante sera calculée à partir de la date théorique de la Précédente.

✓ **Visite B :**

La visite de type « B » s'effectue toutes les 1000 à 1200 heures vol, soit tout les 3 mois. Elle comprend en plus de la visite « A » des inspections plus poussées pour vérifier le fonctionnement des systèmes. Elle dure de deux à trois jours.

✓ **Visite C :**

La visite de type " C " doit se faire tous les 12 à 18 mois. Elle englobe des inspections supplémentaires, des démontages sont effectués pour les parties à accès difficile, elle dure environ une semaine.

✓ **Visite D ou grande visite :**

La visite « D » est effectuée tout les 5 à 9 ans , elle comporte une révision complète et approfondie de l'avion ainsi que de tous les systèmes et de toute la structure. Elle dure environ un mois.

NOTA : La terminologie *A, B, C, D* et les périodicités ci-dessus sont données à titre d'exemple. Les périodicités de visites peuvent varier d'une compagnie à une autre pour le même type d'aéronef, en fonction de l'expérience et du type d'exploitation de la compagnie (utilisation quotidienne, durée moyenne du vol, trafic avec ou sans pointes saisonnières...). La terminologie peut également différer.

La durée d'immobilisation de l'avion varie de quelques heures pour une visite « A » et d'un mois pour une visite « D », afin d'éviter les temps d'immobilisation trop longs, on peut découper en morceaux les visites les plus importantes et associer ces morceaux aux visites de rang inférieur. C'est l'entretien progressif, appelé aussi entretien fractionné.

NOTA : Chaque visite progressive comprend une visite « A » et 1/3 du contenu de la visite « B » et 1/9 du contenu de la visite « C ». Les fractions des visites sont établies de façon que la charge de travail de chacune d'entre elles soit équivalente.

b) Maintenance (curative)

C'est l'ensemble des opérations, non programmées ayant pour objectif de remédier (corriger) les avaries, ou les anomalies survenues en fonctionnement. En d'autres termes, c'est la remise en état de l'avion après détection d'une défaillance.

La démarche de dépannage est la suivante :

- Plainte équipage : (pannes données par le CRM ou par le CDU).
- S'informer et analyser la situation : (l'histoire...).
- Etablir le diagnostic (chercher les causes les plus probables) : cette démarche est décrite dans le « FIM ».
- Dépose / pose : cette démarche est décrite dans le « AMM ».
- Test de bon fonctionnement : à faire sur des bancs d'essai.
- Restitution de l'avion à l'exploitation.
- Rédiger le rapport d'intervention.

1.5/ Différents modes d'entretien

a) Entretien selon limite de vie (HARD TIME) :

Dire qu'un élément fait l'objet d'un entretien selon limite de vie signifie que cet élément devra être déposé avant d'atteindre son potentiel :

- Soit pour subir certains travaux qui permettent de lui donner une nouvelle période de fonctionnement.

- Soit pour être retiré du service (hors service).

❖ **Avantages :**

-Les opérations et les interventions sont planifiées, cette planification nous permet d'éliminer les causes de défaillance qui pourraient survenir par la suite.

-La gestion financière est facile (les coûts des opérations).

❖ **Inconvénients :**

-Le démontage partiel d'un appareil incite aux changements de pièces par précaution.

-Le coût des opérations est élevé, car la périodicité est callée sur la durée de vie minimum d'un composent.

- Indisponibilité du matériel posé par les visites et retour a l'atelier.

- Porte de potentiel pour une défaillance partielle.

Cette stratégie s'applique aux équipements ayant une très grande importance fonctionnelle et dont on ne peut pas suivre l'état, car il n'y a pas de paramètres significatifs de leur faire des inspections en atelier pour leur donner un autre potentiel,

Exp : Pompe à huile, ventilateur, alternateur, bougie d'allumage.

b) Entretien selon état (ON CONDITION) :

Dire qu'un élément fait l'objet d'un entretien selon état signifie que cet élément subit des interventions périodiques ou éventuellement soumises à des observations continues pour déterminer son état.

C'est une maintenance préventive subordonnée à un type d'événement prédéterminé (auto diagnostique, information donnée par un capteur, mesure d'une usure...etc.).

❖ **Avantages :**

- La possibilité de la détection de défaillances pour maintenir et garantir un niveau élevé de fiabilité pour les vols.

- La détection rapide des anomalies au cours de fonctionnement.

❖ **Inconvénients :**

-Coût élevé de la procédure de contrôle des paramètres de l'élément individuellement (qualification du personnel, équipements sophistiqués).

Cette stratégie s'applique aux éléments ayant une importance sur le plan de la sécurité de vol.

c) Entretien avec surveillance du comportement (CONDITION MONITORING) :

C'est une maintenance effectuée après constatation de la défaillance. Les travaux de cette stratégie consistent à l'élimination des conséquences de la défaillance, ce pendant elle nécessite la mise en œuvre des moyens appropriés de suivi, pour sélectionner les éléments dont le niveau de fonctionnement n'est pas satisfaisant.

Les méthodes qui permettent d'analyser les défaillances sont :

- Installation d'élément de secours.
- Utilisation de technologie plus fiable.
- Utilisation de méthode de diagnostic de panne plus rapide (historique des pannes).

❖ Avantages :

- Méthode simple (on attend l'indication de la panne pour intervenir).
- Investissement relativement réduit (les coûts de maintenance sont minimisés).
- Eviter l'encombrement dans les ateliers.

❖ Inconvénients :

- Volume d'information à recueillir important.
- Le coût de cette maintenance est élevé.
- Elle s'applique pour un nombre de bien déterminé d'éléments.

EXP : vanne de soutirage, les switchers, les valves.

1.6/ Différents niveaux de maintenance**a) Maintenance en ligne :**

Cette maintenance est caractérisée par une intervention rapide de la part du personnel de maintenance, elle est limitée au remplacement de l'équipement défaillant.

Un test est opéré après remplacement de l'équipement pour contrôler le rétablissement de la fonction.

b) Entretien dans la base principal ou le hangar :

Elle est caractérisée par une intervention de longue période de la part du personnel de maintenance, elle concerne les actions ne pouvant être exécutées dans la maintenance en ligne.

c) Maintenance à l'atelier :

Cette maintenance est faite à des intervalles de temps réguliers. L'intervention du personnel est alors programmée suivant l'utilisation de l'avion et concerne les équipements non surveillés.

1.7/ Les documents utilisés dans la maintenance**a) MPD (Manual Planing Data)**

C'est le manuel de planification de maintenance, il définit les tâches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée, les compagnies aériennes l'utilisent pour faire des cartes de tâches (check list) qui sont utilisées par les techniciens durant la maintenance programmée. *Voir la figure (IV- 3).*

b) AMM (Airplan Maintenance Manual) :

C'est manuel de maintenance d'avion, il est constitué de deux parties :

La partie (I) : est un manuel appelé « SDS » (System Description Section). Il apporte des descriptions en interfaces, les fonctions, les opérations des systèmes et des sous systèmes.

La partie (II) : comprend les procédures à utiliser lors de la maintenance :

- Dépose/pose des équipements.
- Réglage des systèmes et les tests associés à ces systèmes.
- Inspection visuelle et générale des zones critiques.
- Procédure de nettoyage et les procédures associées à la peinture.
- Méthodes de réparation des éléments.

c) SSM (Schimatic system manual) :

C'est le manuel des systèmes schématisés, il apporte à l'utilisateur une meilleure compréhension des systèmes et il aide dans la procédure d'isolation de la panne.

d) WDM (wearing diagram manual):

C'est le manuel des diagrammes des câblages, il fournit des détails sur les câblages d'un point à un autre de chaque système ou sous-système dans l'avion.

e) IPC (Illustrated Part catalog) :

Catalogue partiel illustré, il fournit des informations sur le remplacement des pièces et des composants, et il définit le numéro de série des composants (part number), ainsi que les schémas éclaté et détaillés des éléments qui constituent un équipement.

f) FRM (flight Repport Manual) :

C'est le manuel de Rapport de vol (pannes reportées), il fournit les codes des pannes, et il est utilisé pour améliorer la communication entre l'équipage et le personnel de maintenance.

g) CMM (Component Maintenance Manual) :

C'est le manuel d'entretien des équipements. Les instructions en ce manuel fournissent les informations nécessaires pour exécuter des fonctions d'entretien s'étendant des contrôles et du remplacement simples pour accomplir la réparation des équipements.

h) FIM (Fault isolation Manual) :

C'est le manuel d'isolation des pannes, il est utilisé par l'équipe de maintenance pour isoler et réparer les pannes survenues en vol ou au sol ; la procédure commence par une détection de la panne qui est soit :

- Observée par le pilote et mentionnée dans le **CRM (Compte Rendu Matériel)**, ou dans le **FRM (Flight Report Manual)**.
- Ou bien détectée par le **CDU (Common Display Unit)**.

L'isolation de la panne nécessite le numéro de la procédure de recherche de panne (**FIM TASK**). Pour cela on utilise les données du **FIM** avec celles de l'avion **CDU (Common Display Unit)** afin d'identifier le numéro correcte de la procédure.

i) Le manuel d'équipement d'essai incorporé (BITE) :

Le manuel **BITE** donne plus d'information sur les pannes observées par l'équipage de l'avion, il facilite aussi les procédures qui aboutissent à la référence **FIM (FIM TASK)** qui correspond à la panne observée.

j) SRM (Structural Repair Manual):

C'est le manuel de réparation structurale, il fournit des informations descriptives et des instructions spécifiques pour faire la réparation de la structure de l'avion sur terrain.

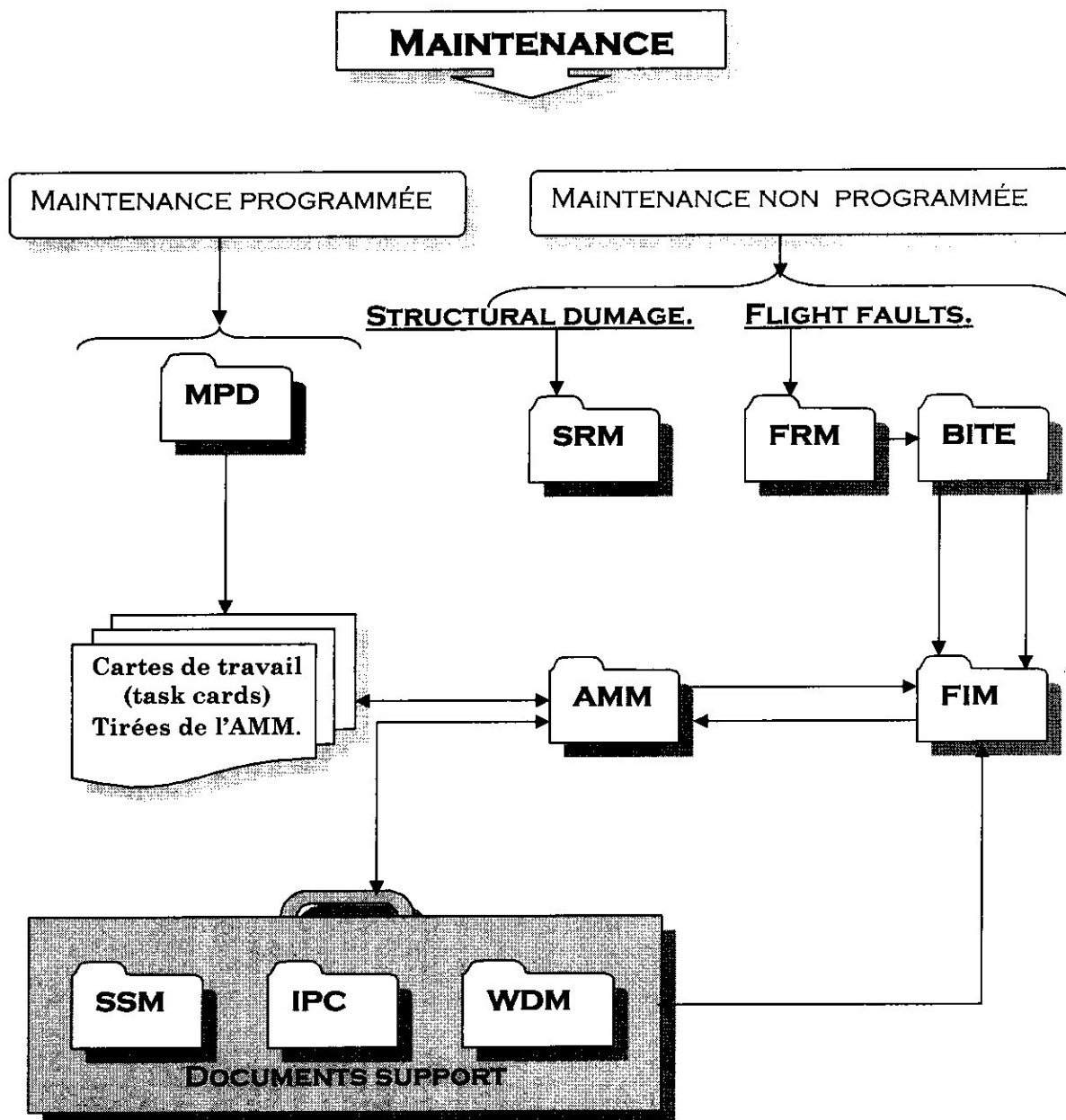


Figure (IV- 3): Utilisation des documents dans la maintenance

2/ RECHERCHE DE PANNES

2.1/ Différents classes de pannes :

Les pannes détectées par les systèmes **BITE** sont classifiées selon leur capacité à nuire à la sécurité de l'avion :

a) Pannes classe 1 :

Ces pannes ont une conséquence opérationnelle pour la poursuite du vol, elles nécessitent obligatoirement une action corrective de l'équipage ; on dit que l'avion est « **NO GO** ».

Ces pannes sont portées à la connaissance de l'équipage en vol Sous forme d'alarmes dans le cockpit

b) Pannes classe 2 :

Ces pannes n'ont pas de conséquences opérationnelles sur le vol en cours et les prochains vols, mais peuvent en avoir si une deuxième panne survienne.

Elles ne nécessitent pas l'intervention du pilot, la maintenance se fait au retour à la base ou en escale ; on dit que l'avion est « **GO IF** ».

c) Pannes classe 3 :

Ces pannes n'affectent en rien la sécurité et la disponibilité de l'avion. Elles ne sont pas indiquées à l'équipage, et elles ne peuvent être jamais réparées si ce n'est pour des considérations économiques et de disponibilité de l'équipement ; on dit que l'avion est « **GO** » sans condition.

Leur réparation relève des critères liés à la compagnie en autre, critère économique, de prestige...

2.2/ Les catégories d'alarmes

Les alarmes sont classées en quatre niveaux suivant l'importance, et l'urgence de l'action corrective nécessaire :

✓ **Niveaux 3 :**

Il correspond à une situation secours, une action corrective ou palliative doit être immédiatement entreprise par l'équipage. L'alarme est visuelle de couleur rouge accompagnée d'une sonore répétitive continue.

Exp : -Avion en configuration dangereuse ou conditions limites de vol.

-Panne d'un système changeant les conditions de vol.

✓ **Niveaux 2 :**

Il correspond à une situation anormale de l'avion, l'action corrective peut être différée. Ce niveau comprend principalement des pannes de système n'ayant aucune conséquence directe sur la sécurité de l'avion. L'alarme est visuelle de couleur ambre accompagnée d'une sonore mono coup.

✓ **Niveaux 1 :**

Il correspond à une situation d'avertissement nécessitant la surveillance par l'équipage, c'est-à-dire principalement à des pannes conduisant à la perte d'un système redondant ou à la dégradation d'un système. L'alarme est visuelle de couleur ambre.

✓ **Niveaux 0 :**

Il correspond à une situation d'information qui ne nécessite pas d'action particulière. Cette information est donnée par des voyants de couleur « bleu, vert et blanc » sur les panneaux de commande.

NOTA : *Un ordre de priorité entre les alarmes est également défini à chaque niveau de la façon suivante : le niveau 3 après le niveau 2 puis le niveau 1 ensuite le niveau 0.*

2.3/ Méthodologie de dépannage

L'optimisation des procédures de dépannage est destinée à :

- Réduire les temps des procédures de dépannage.
- Diminuer les déposes injustifiées.

On distingue quatre méthodes qui sont :

a) Méthode globale :

Elle consiste à remplacer tous les éléments d'un système incriminé, c'est une méthode aléatoire.

✓ Avantages :

- Procédure facile et rapide.
- Sauvegarder la disponibilité de l'avion (ou bien son aptitude au vol, ponctualité...).

✓ Inconvénients :

- Coût élevé car il faut avoir en stock tout les éléments à remplacer (constitutif du système infecté).
- Multitude des déposes injustifiées.
- Manipulation excessive (dépose/pose) donc la fiabilité décroîtra.

b) Méthode progressive :

Elle consiste à remplacer successivement les équipements de la fonction incriminée sans une analyse approfondie. Une fois l'équipement remplacé on procède à un essai si le fonctionnement est restauré. Dans le cas contraire on remonte l'ancien équipement et on procède au remplacement du suivant et ainsi de suite jusqu'au dépannage complet (total) de la fonction.

✓ Avantages :

- 90% des pannes peuvent être résolues par cette méthode qui fait intervenir une analyse simple.

✓ Inconvénients :

- Le temps à louer à la recherche de panne.
- Déposes injustifiées nombreuses.
- Diminution de la fiabilité de l'équipement.

c) Méthode historique :

Elle permet d'agir en priorité sur les causes les plus probables. Une panne réparée peut survenir dans l'avenir, c'est pour cela qu'un mécanicien dépanneur enregistre les données de la dite panne et des ses causes ; une documentation se crée au fil du temps concernant l'incident. Cette documentation fait l'objet d'un archivage que le mécanicien peut consulter à tous moment.

d) Méthode analytique :

Cette méthode permet d'affiner la méthode progressive et d'incriminer à coup sur l'élément en cause, cette méthode nécessite des spécialistes ayant une bonne

connaissance du système a dépanné. La démarche à suivre est de faire la liste de toutes les causes possibles et construire l'arbre de défaillance.

2.4/ Introduction à la recherche de panne à partir du CDU

a) Généralités

L'unité de contrôle et de visualisation (CDU) permet de faire la recherche de panne sur le circuit de signalisation de carburant, et d'indiquer des données du système ainsi d'enregistrer les pannes en temps réel. Cependant on peut seulement utiliser le CDU pour voir les pages de BITE test du système d'indication de quantité de carburant (FQIS) quand l'avion est au sol. Le processeur de quantité de carburant surveille et enregistre les données affichées sur le CDU. *voir figure (IV- 4).*

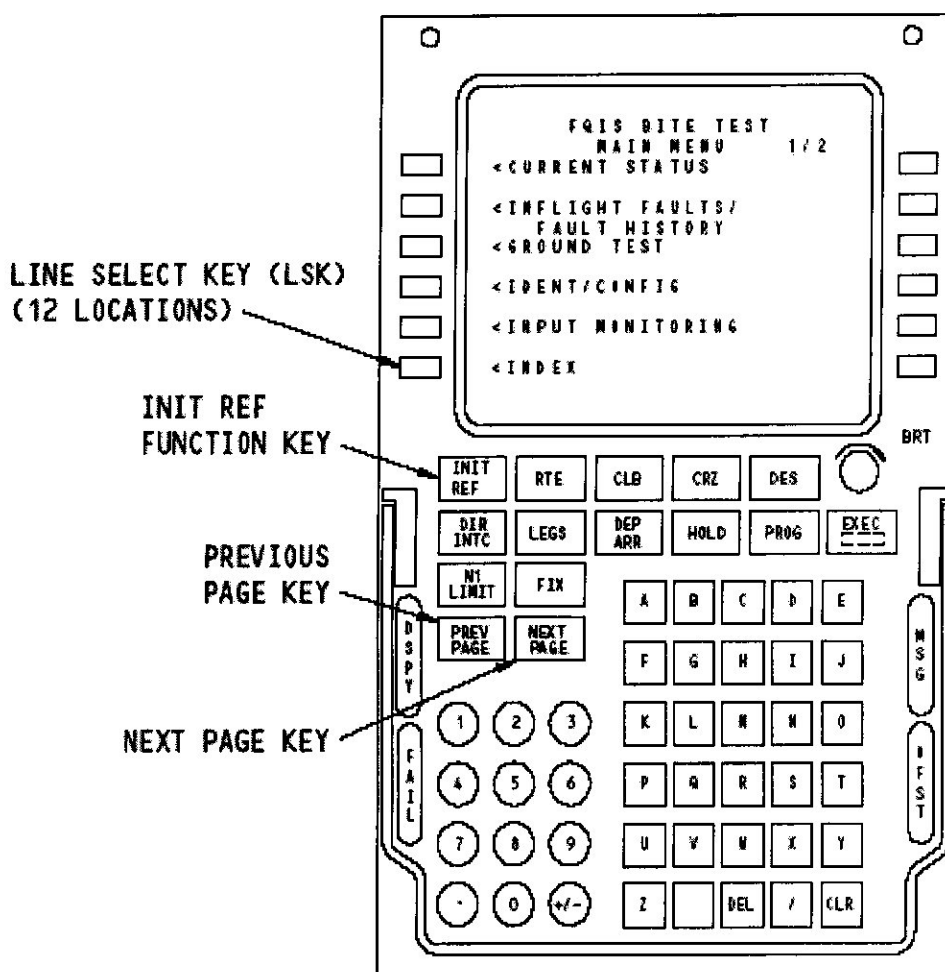


Figure (IV- 4): L'unité de contrôle et d'affichage (CDU).

b) Les pages du menu principal (Main Menu Pages):

Les pages du menu principal de système d'indication de quantité de carburant "FQIS BITE TEST MAIN MENU" permettent de sélectionner les pages suivantes: *voir figure (IV-5).*

- *Etat actuel (Current status).*
- *Pannes en vol (Inflight faults).*
- *Essai au sol (Ground test).*
- *Ident/config.*
- *Surveillance d'entrée (Input monitoring).*
- *Suppression d'historique de panne (Erase fault history).*

1. Page d'état actuel (Current Status Page)

La page d'état actuel indique les pannes actuelles du système. À mesure que le nombre de pannes actives augmente, le nombre de pages augmente. On peut accéder à toutes les pages d'état actuel pour voir toutes les pannes actuelles dont .Ces données sont indiquées pour chaque panne : *voir la figure (IV_ 6).*

- Message d'entretien (Maintenance message).
- Numéro de panne (Fault number).
- Courte description de la panne (Brief description of the fault).

2. Les pages des pannes en vol (Inflight Faults Pages):

2. a. Généralités:

Les pages de pannes en vol permettent de voir les données de pannes dans la mémoire du processeur de quantité de carburant. On peut accéder aux pages des pannes triées par panne ou triées par segment. *Voir la figure (IV- 7).*

2. b. Page de pannes en vol - Triée par panne:

La page de pannes en vol (Triée par panne) indique des pannes par ordre, de la panne la plus récente à la panne la plus ancienne. Elles sont numérotées par rapport au nombre de pages total existants, dont les données de pannes sont les suivantes:

- Message d'entretien.
- Numéro de panne.
- Courte description de la panne.
- Le nombre de fois que la panne s'est produite.

2. c. Page des pannes en vol - Triée par segment:

La page des pannes en vol (Triée par segment) indique des données de panne pour un segment particulier de vol. Elles sont numérotées avec un numéro indiquant quelle page de panne en vol par rapport au nombre total de pages au quelles on peut accéder. Les données de pannes qu'on peut acquérir sont les suivantes:

- Date du segment de vol.
- Temps du début du segment de vol.
- Message d'entretien
- Numéro de panne.
- Courte description de la panne.
- Le nombre de fois que la panne s'est produite pendant ce segment de vol.
- Période de la première occurrence de la panne.

3. Pages d'essai au sol (Ground Test Pages):

Les pages d'essai au sol permettent de faire un test de bon fonctionnement du processeur du système d'indication de quantité de carburant (FQIS).

Il ne faut pas le faire tout en avitaillant l'avion pour ne pas mettre une quantité incorrecte de carburant, car l'indication de quantité de carburant fait partie de l'essai au sol. *Voir la figure (IV-8).*

4. Pages d'identification/Configuration (Ident/Config Pages):

Les pages d'ident/config indiquent des données de la configuration du processeur du système d'indication de quantité de carburant "FQIS" pour chaque réservoir de carburant qui sont les suivantes: *Voir la figure (IV, 9).*

- La version et le nombre de mise à jour du logiciel individuel de chaque réservoir de carburant.
- Affichage de quantité de carburant (livres ou kilogrammes)
- Installation de densitomètre
- Version du logiciel du BITE et numéro de mise à jour.

5. Les pages de surveillance d'entrée (Input Monitoring Pages):

Les pages de surveillance d'entrée indiquent des données de quantité de carburant pour chaque réservoir de carburant, ces données sont les suivantes: *Voir figure (IV-10).*

- La masse de carburant
- Volume de carburant
- Densité de carburant
- Capacité de compensateur
- Capacité totale d'ensemble de réservoir.

6. Les Pages de suppression d'historique des pannes (Erase Fault History Pages):

Les Pages de suppression d'historique des pannes permettent de supprimer les données d'historique de pannes enregistrées dans les pages de pannes; *voir figure (IV-11).*

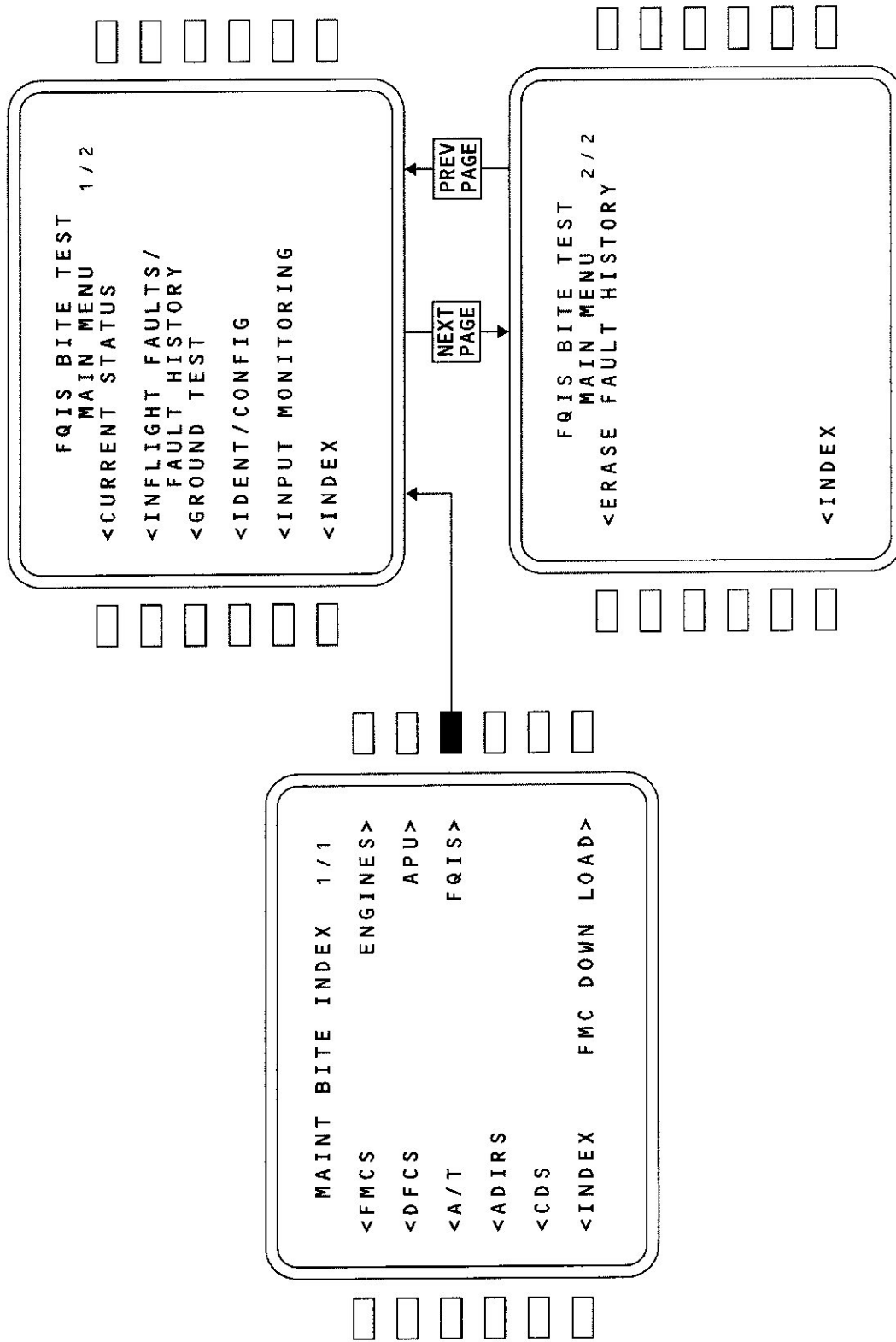


Figure (IV, 5): Les pages du menu principal (main menu pages).

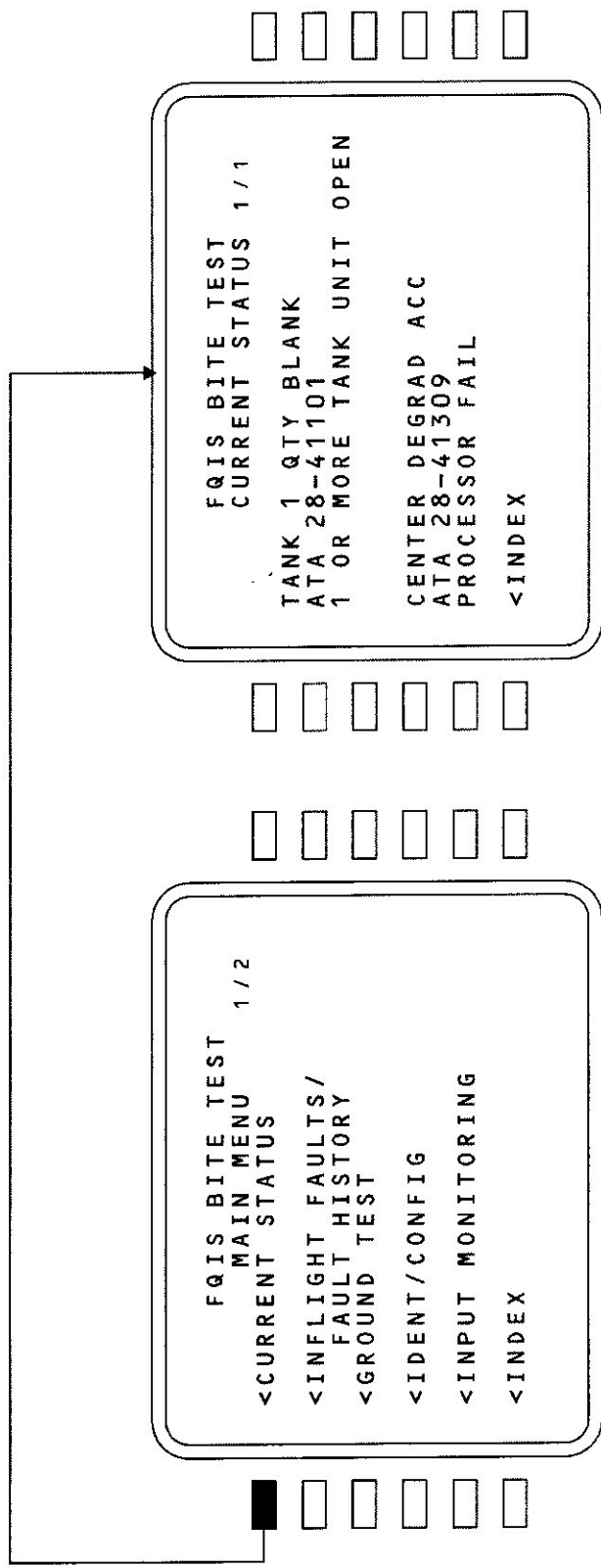
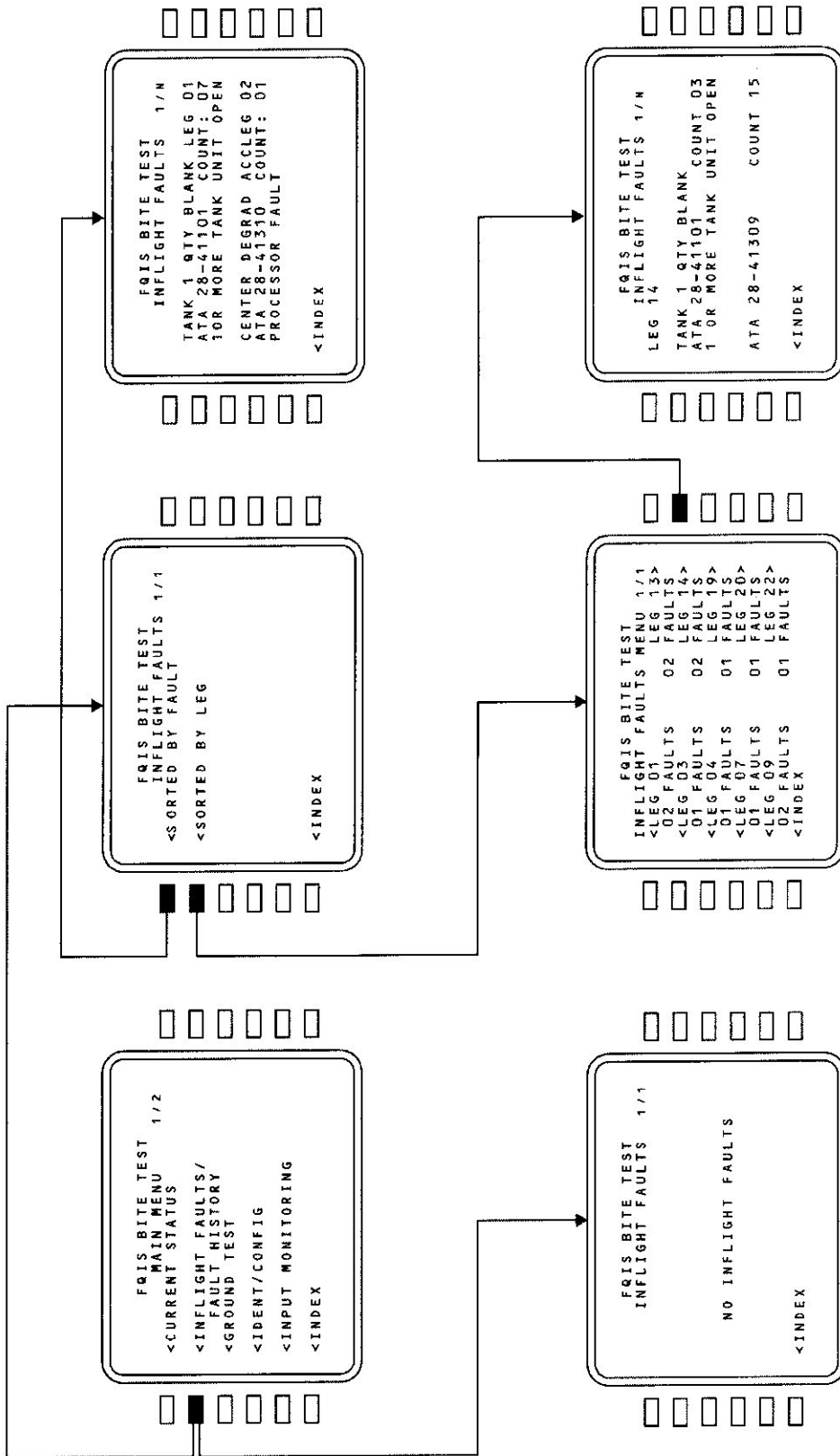


Figure (IV, 6): La page d'état actuel (Current status page).



Figure(IV, 7): Les pages de pannes en vol (Inflight fault pages).

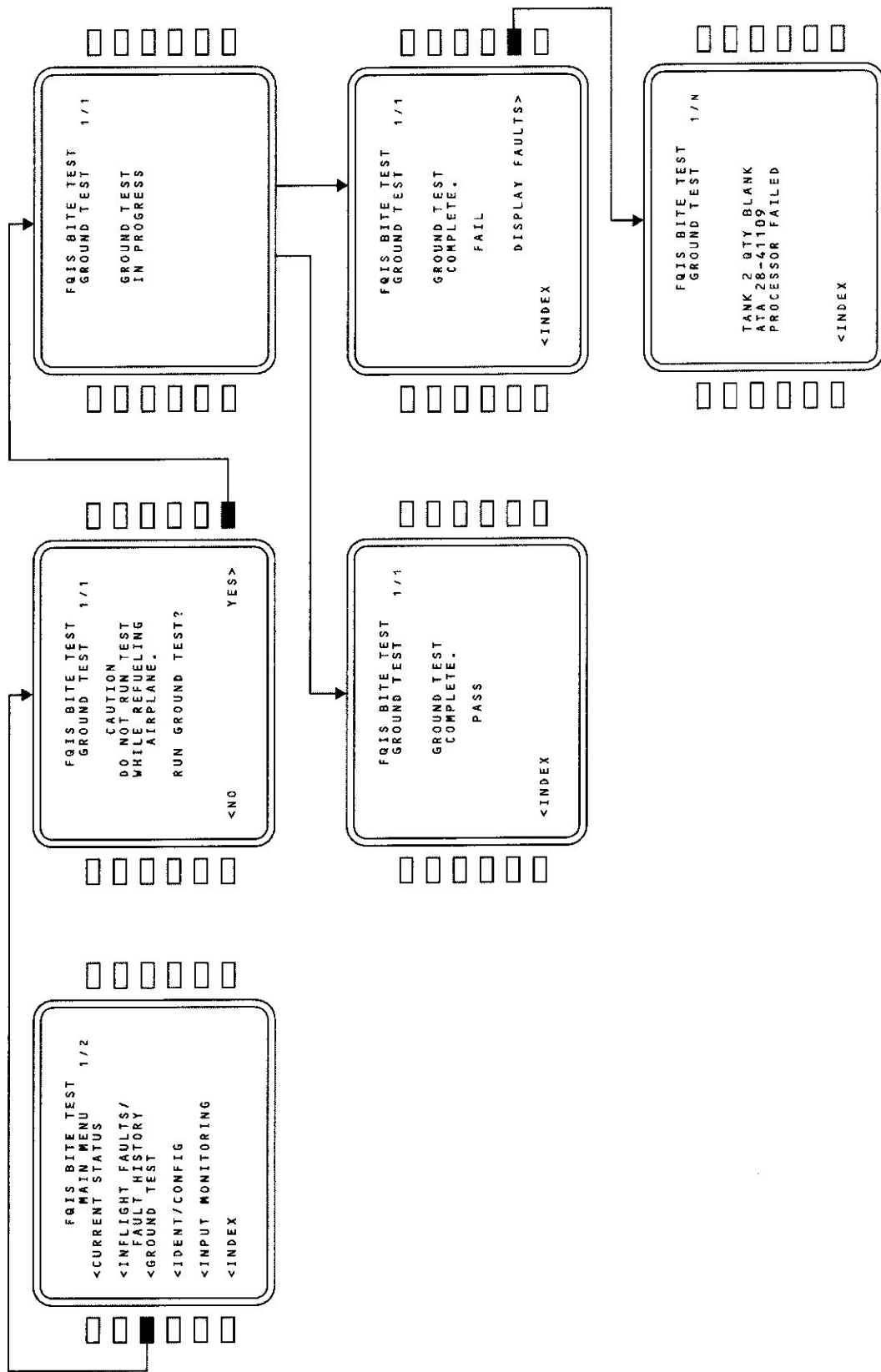


Figure (IV, 8): les pages de teste au sol (Ground test pages).

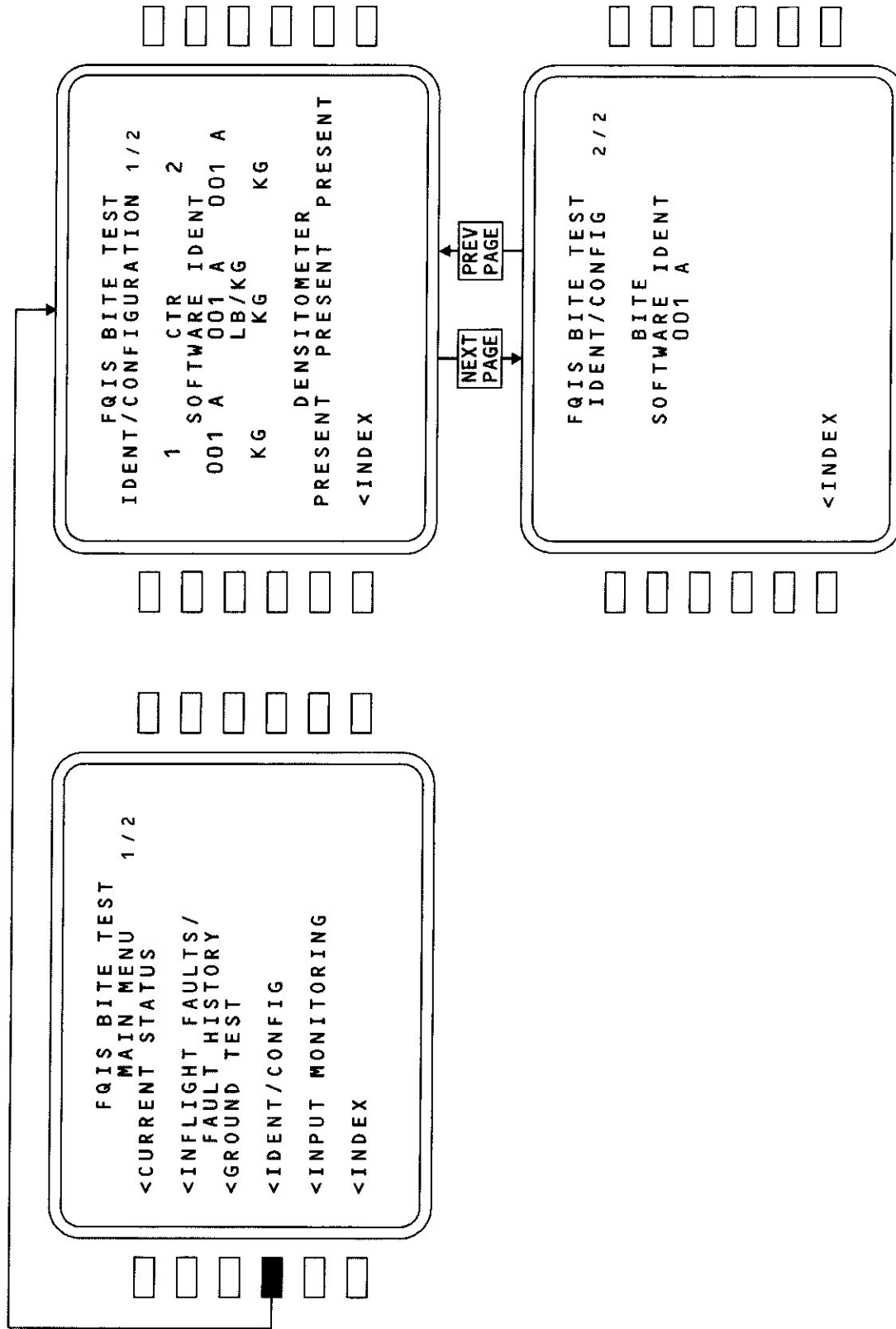


Figure (IV, 9): Les pages d'identification/configuration (Ident/Config pages).

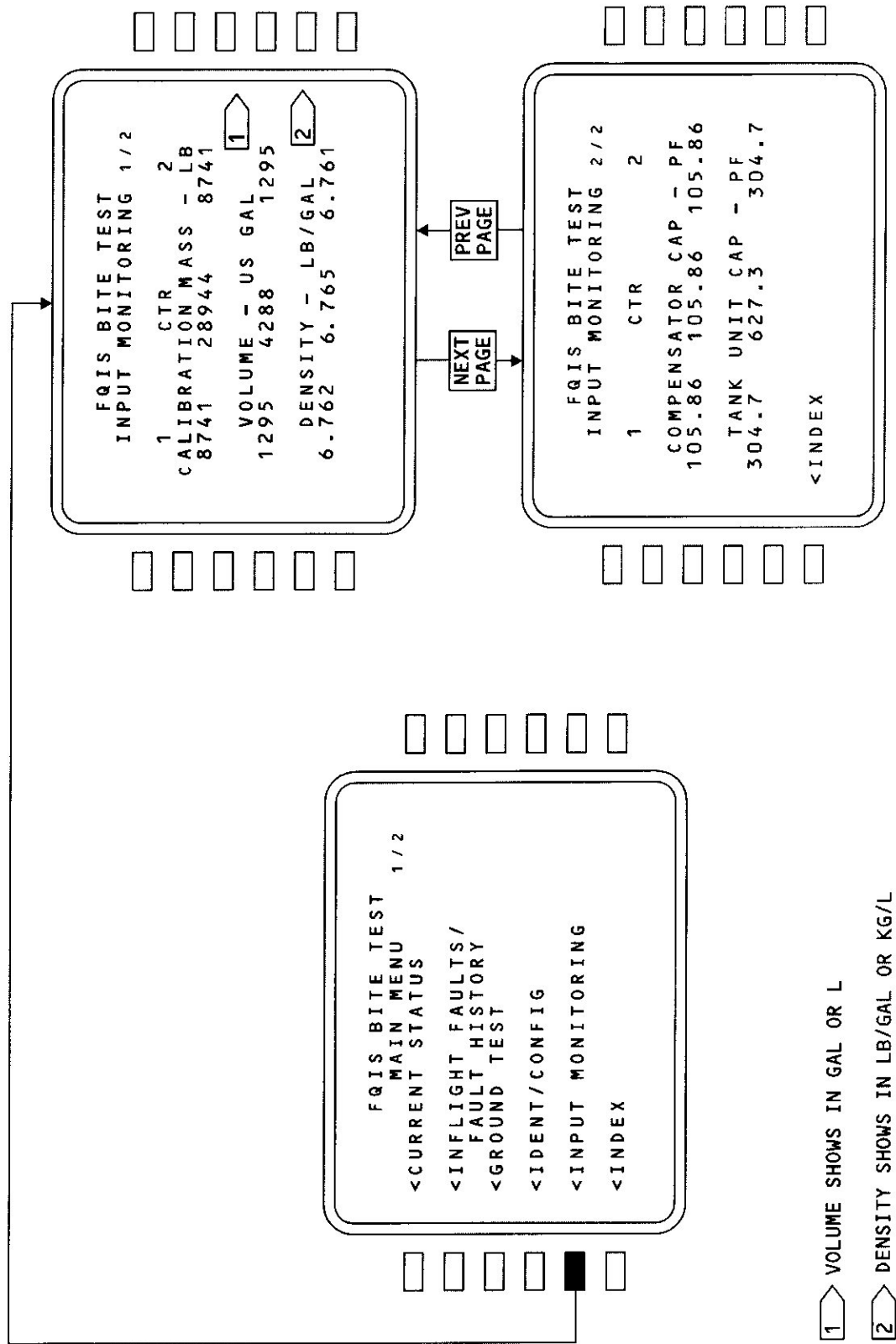
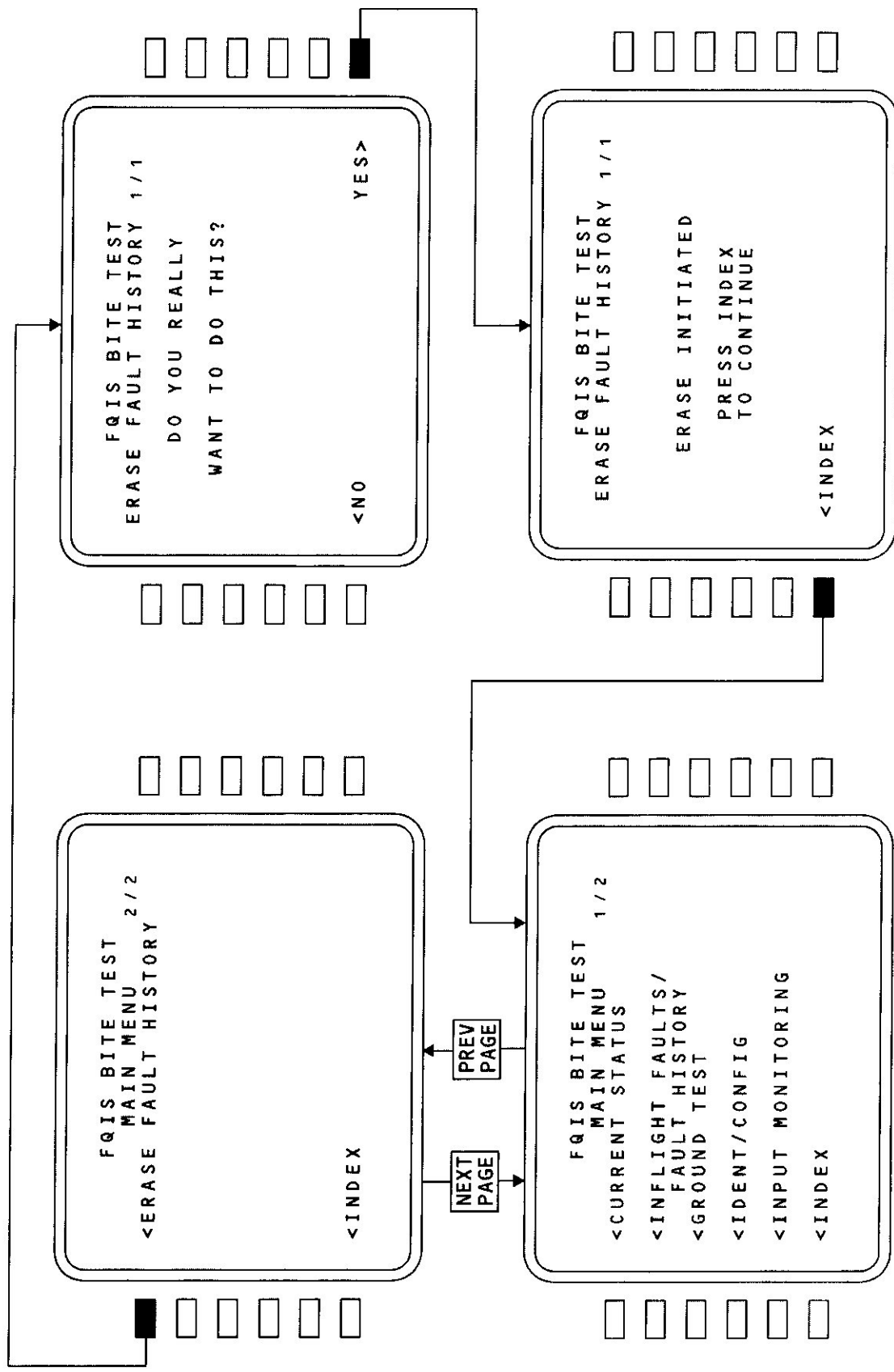


Figure (IV,10): Les pages de surveillance d'entrée (Input Monitoring Pages).



FUEL INDICATING - TRAINING INFORMATION POINTS - FQIS BITE TEST ERASE FAULT HISTORY PAGES

Figure (IV, 11): Les pages de suppression d'historique des pannes (Erase Fault History Pages)



CONCLUSION



Conclusion

Au terme de notre étude on a constaté que la connaissance des carburants et des circuits d'alimentation est fondamentale et que l'étude des propriétés des carburants nous montre qu'il faut traiter ces liquides avec prudence et que faire le plein d'un avion reste toujours une opération dont il ne faut pas sous-estimer les implications.

L'étude du système carburant du Boeing 737-800 que nous avons présenté a pour but de se familiariser avec les différentes fonctions de celui ci.

La maquette de simulation du système carburant du B737-800 que nous avons conçue a l'atelier de propulsion de l'IAB et que nous avons présenté dans le chapitre III nous a permit une meilleur compréhension du système.

Pour la réalisation de ce travail, nous avons fait preuve de beaucoup de ténacité et de courage, et étant arrivé à sa fin nous souhaitons que ce travail servira de support à tous ceux qui auront besoin.

Bibliographie

Les manuels :

Le manuel de maintenance d'Avion (AMM), chapitre 28 « Fuel ».

Le manuel d'isolation des pannes (FIM), chapitre 28 « Fuel ».

Le manuel de réparation structurale (SRM).

Les livres :

« Cellule et système d'aéronef » de DIDIER FERMMIER : Edition 1984

« Cellule et système » de A.POUJAD : Edition 1984.

Les cours de recherche de pannes et d'organisation maintenance dispensés à l'institut d'aéronautique de Blida.

Les CD :

CBT maintenance (Boeing 737).

CBT Fligth (Boeing 737).

Les sites:

www.Boenig.com

www.Aviation-fr.info

www.B737.uk.org

www.smartcockpit.com

www.wikipedia.com