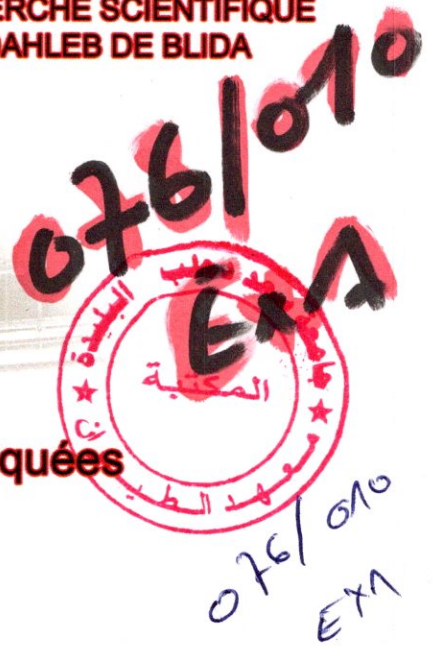


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE DE L'UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

MEMOIRE

En vue de l'obtention du
Diplôme d'étude universitaire appliquées
Option: Structure



Thème:

ETUDE DU SYSTEME CARBURANT DE
L'AIRBUS A330-200

Encadré par:

Mr BELHAMISSI Abderahmane

Mr GHEROUS Mustapha

Présenté par: BENTCHIKOU Djamel Ibrahim

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

وَالصَّلَاةِ وَالسَّلَامِ عَلَى أَشْرَفِ الْمُرْسَلِينَ

سَيِّدِنَا مُحَمَّدٍ وَعَلَى آلِهِ الطَّاهِرِينَ وَأَصْحَابِهِ أَجْمَعِينَ

Remerciement

Je remercie :

- ❖ *Mon Maître.*
- ❖ *Mes parents.*
- ❖ *Mes grands frères.*
- ❖ *Mr Abdelwahid Bouabdallah le directeur générale d'Air Algérie*
- ❖ *Le département d'Aéronautique de l'Université Saâd Dahleb de Blida avec tout son personnel ainsi que tous les professeurs.*
- ❖ *Mr Belhamissi Abdereahmane et Mr Gherous Mustapha qui ont été très patient avec moi.*
- ❖ *Je remercie toutes personnes qui mon aider, de près et de loin.*

Dédicace

Je dédier ce modeste travail à :

- ❖ *Mon maître*
- ❖ *Mes parents*
- ❖ *Mes grands frères*
- ❖ *Mes frères et mes sœurs*
- ❖ *Ainsi à tous mes amis*

ملخص

هذه دراسة حول نظام الوقود في طائرة أرباص A330-200 ونظام تشغيله، حول خزانات الوقود موضعها وسعتها و أنظمة التحويل للوقود ، و العناصر التي نجدها في النظام ، يتكلم البحث أيضا على أجهزة التحكم و عرض البيانات لهذا النظام و ينتهي بصيانة جزء من هذا النظام

Résumé :

Cette étude consiste a comprendre le système du carburant de l'Airbus A330-200 et son fonctionnement ; l'emplacement des réservoirs et leurs capacités, et les systèmes de transferts de carburant, ainsi les composantes qu'on trouve, et l'affichage et les commande du système au sol et en vol, et la maintenance d'une partie du système.

Summary

This study consists has to include/understand the system of the fuel of AIRBUS A330-200 and its operation; the site of the tanks and their capacity, and systems of transfers of fuel, thus the components which one finds, and the posting and the ordering of the system on the ground and in flight, and the maintenance of part of the system.

SOMMAIRE

INTRODUCTION	01
CHAPITRE1 : GÉNÉRALITÉS	02
• I-1-APERÇU SUR LA COMPAGNIE AIR ALGERIE	03
○ I-1-1-Historique	03
○ I-1-2-Activités	04
○ I-1-3-Flotte:	04
• I-2-PRESENTATION DE L’AIRBUS A330-200	04
• I-3-GENERALITES SUR LES SYSTEMES CARBURANTS	07
○ I-3-1-LES CARBURANTS	07
○ I-3-2-LES CIRCUITS CARBURANT	08
○ I-3-3-RESERVOIRS ET CIRCUIT AVION	08
○ I-3-4-Les pompes basses pression	10
○ I-3-5-Robinet basse pression/Robinet coupe feu	10
○ I-3-6-CONTROLE DE LA QUANTITE	10
○ I-3-7-CIRCUIT D’INTERCOMMUNICATION	11
○ I-3-8-CIRCUIT TYPE D’ALIMENTATION APU	11
○ I-3-9- CIRCUIT DE LARAGAGE	11
○ I-3-10-CIRCUIT DE REMPLISSAGE	12
○ I-3-11- VIDANGE DU CARBURANT	12
○ I-3-12-TRANSFERT DU CARBURANT	12
CHAPITRE 2 : PRESENTATION DU SYSTEME CARBURANT DE L’ARIBUS	
A330-200	13
• II-1-PHILOSOPHIE DE CONCEPTION DU SYSTEME CARUBRANT :	14
○ II-1-1-Généralité	14
○ II-1-2-Concept d’alimentation :	14
○ II-1-3-Management	15
• II-2-PRESENTATION DES RESERVOIRS :	15
○ II-2-1-généralité	15
○ II-2-2-Réservoirs internes: (inner tank)	15
○ II-2-3-Réservoir central:(center tank)	15
○ II-2-4-Réservoirs externes: (outer tank)	16
○ II-2-5-Réservoir du stabilisateur (Trim tank)	16
○ II-2-6-Réservoir du débordement :(Surge tank)	16
○ II-2-7-Mise à l'air libre	16
○ II-2-8-Accès/drainage	16
○ II-2-9-Mesures de sécurité	17
• II-3-FUEL INDICATION :(Indication du carburant)	19
○ II-3-1-Présentation	19

○ II-3-2-Sondes d'indication de quantité de carburant : (FQI)	19
○ II-3-3-Sondes de compensateur de jaugeur de carburant	19
○ II-3-4-Densitomètres	19
○ II-3-5-Capteurs a niveau élevé : High level	19
○ II-3-6-Capteurs de bas niveau :LOW LEVEL	20
○ II-3-7-Capteurs de trop plein: over flow	20
○ II-3-8-Capteurs de température	20
○ II-3-9-Indicateurs manuels magnétiques	20
● II-4-SYSTEM DE DISTRIBUTION DU CARBURANT	22
○ II-4-1-Présentation	22
○ II-4-2-Alimentation du moteur	22
○ II-4-3-L'alimentation de l'APU	22
○ II-4-4-Refuel/Defuel :(remplissage/vidange)	23
○ II-4-5- Les principaux Transferts	23
○ II-4-6-Le système de transfert du stabilisateur (Trim)	23
● II-5-COCKPIT SYSTEM CONTROL PANELS :(PANNEAUX DE	
● COMMANDE DANS LE COCKPIT)	25
○ II-5-1- Crossfeed valves pushbutton:(bouton poussoir de valves d'avance transversale)	25
○ II-5-2 Center tank pumps pushbutton :(bouton poussoir de pompes de réservoir central)	25
○ II-5-3- Main and standby pumps pushbutton: (Les boutons des pompes principales et pompe de secours)	25
○ II-5-4- Fwd manual transfer pushbutton: (Bouton de transfert vers l'avant)	25
○ II-5-5- Trim tank selector (sélecteur du transfert stabilisateur)	26
○ II-5-6- Outer tank transfer pushbutton :(bouton de transfert du réservoir externe)	26
○ II-5-7- Emergency isolation valve pushbuttons : (les boutons de des valves d'isolement d'urgence)	26
○ II-5-8- RESET SWITCHES	26
● II-6-ECAM PAGE PRESENTATION (présentation de la page ECAM)	28
● II-7-FUEL MANAGMENT	30
○ II-7-1- Fuel control and monitoring system (FCMS) :(le système de control et de commande du carburant)	30
○ II-7-2- Fuel control and monitoring COMPUTER (FCMC) : (l'ordinateur de control du carburant)	30
○ II-7-3-Fuel quantity indicating (FQI) :(indication de la quantité du carburant)	30
○ II-7-4- SENSORS :(les sondes)	30
○ II-7-5- ENGINE FEED :(alimentation des moteurs)	30
○ II-7-6- Contrôle des valves	31
○ II-7-7- Contrôle du centre de gravité	31
○ II-7-8- REFUEL/DEFUEL CONTROL	31
○ II-7-9- COCKPIT INTERFACES	31

○ II-7-10- OTHER COMPUTER INTERFACES	31
CHAPTIRE III: FONCTIONEMENT DU SYTEME	33
• III-1-LE SYSTEME REMPLISSAGE/VIDANGE	34
○ III-1-1-Généralités	34
○ III-1-2-PRESENTATION DU SYSTEME ET SES ELEMENTS	35
▪ III-1-2-1- Refuel gallery (tuyauterie de remplissage)	35
▪ III-1-2-2- REFUEL ISOLATION VALVE (la valve d'isolation)	35
▪ III-1-2-3-TANK INLET VALVE (valve d'admission du réservoir)	35
▪ III-1-2-4-Surge pressure relief valve (valve de contrôle de la pression)	35
▪ III-1-2-5-Depressurizing valve (valve de dépressurisation)	35
▪ III-1-2-6-PRESSURE SWITCH (commutateur de pression)	35
▪ III-1-2-7-Restrictor valves (valves de restriction)	36
▪ III-1-2-8-Station de remplissage/vidange	36
▪ III-1-2-9-REFUEL/DEFUEL PANEL PREPARATION (préparation du panneau de remplissage du fuel)	38
○ III-1-3-LE SYSTEME DE COMMANDE ET D'INDICATION DU REEMPLISSAGE / VIDANGE:	39
▪ III-1-3-1-FUEL QUANTITY INDICATOR : (indication de la quantité de carburant)	40
▪ III-1-3-2-HIGH LEVEL LIGHTS : (niveaux élevés)	40
▪ III-1-3-3-REFUEL LOAD INCREASE/DECREASE SWITCH (switch de sélection de quantité du carburant a remplir)	40
▪ III-1-3-4-OVERFLOW LIGHTS (LUMIÈRES DE DÉBORDEMENT)	40
▪ III-1-3-5-MODE SELECTOR (SÉLECTEUR DE MODE)	40
▪ III-1-3-6-REFUEL/DEFUEL VALVE SWITCHES : (commutateurs de remplissage/vidange de valve)	40
▪ III-1-3-7-HIGH LEVEL TEST PUSHBUTTON :(test du bouton niveau élevé)	41
▪ III-1-3-8-POWER SUPPLY SWITCH (commutateur d'alimentation d'énergie)	41
▪ III-1-3-9-Auxiliary power unit (apu) emergency SWITCH :(commutateur d'urgence APU de générateur auxiliaire de bord)	41
▪ III-1-3-10-Transfer valve switch(commutateur de valve de transfert)	42
▪ III-1-3-11-Refuel pushbutton : (le bouton de remplissage au cockpit)	42
○ III-1-4-LE REMPLISSAGE	42
○ III-1-5-Vidange	44
• III-2-LE SYSTEME D'ALIMENTATION POUR LES REACATEURS	45
○ III-2-1-GENERALITES	45
○ III-2-2-LES ELEMENTS DU SYSTEME D'ALIMENTATION DES MOTEURS	45
▪ III-2-2-1-Les pompes	45

▪ III-2-2-2-Canister check valve : (les boites contenant les pompes)	45
▪ III-2-2-3-Jet pump : (pompe à jet)	45
▪ III-2-2-4-Pressure switch :(Commutateur de Pression)	46
▪ III-2-2-5- contrôle des pompes	46
▪ III-2-2-6-Thermal relief valve (valve de sécurité)	46
▪ III-2-2-7-Air release valve : (valve de dégagement d'air)	46
▪ III-2-2-8-Wing crossfeed valve	46
▪ III-2-2-9-Lp valve	47
• III-3-SYSTEME D'ALIMENTATION D'APU	48
○ III-3-1-Généralités	48
○ III-3-2-LES COMPOSANTES DU SYSTEME D'ALIMENTATION APU	48
▪ III-3-2-1-Les pompes	48
▪ III-3-2-2-Les valves	49
▪ III-3-2-3-Fuel/Air Separator :(séparateur carburant/air)	49
▪ III-3-2-4-Drainage : (Purges)	49
○ III-3-3-Fonctionnement normal de l'alimentation de l'apu	49
○ III-3-4-ECHEC DES POMPES	50
○ III-3-5-FEU	51
• III-4-SYSTEME DE TRANSFERT DE CARBURANT	52
○ III-4-1-GÉNÉRALITÉS	52
○ III-4-2-LE SYSTEME DE TRANSFERT ET SES ELEMENTS	52
▪ III-4-2-1-Pompes de transfert	52
▪ III-4-2-2-Valves d'admission des réservoirs intérieures	53
▪ III-4-2-3-Valves de transfert d'intertank	53
▪ III-4-3-TRANSFERT AUTOMATIQUE	53
▪ III-4-3-1-Transfert du réservoir central vers le réservoir interne	53
▪ III-4-3-2-Transfert du réservoir externe vers le réservoir interne	54
○ III-4-4-TRANSFERT MANUEL	55
▪ III-4-4-1-Réservoir central	55
▪ III-4-4-2-Réservoir externe	55
○ III-4-5-Le transfert du carburant au sol	56
▪ III-4-5-1-Transfert de réservoir interne	56
▪ III-4-5-2-Transfert de réservoir central	56
• III-5-LE SYSTEME DE TRANSFERT DE TRIM TANK	57
○ III-5-1-Préparation dans le cockpit	57
○ III-5-2-Transfert du réservoir central vers le réservoir interne :	57
○ III-5-3- Contrôle automatique du centre de gravite	57
○ III-5-4- Le transfert arrière	57
○ III-5-5-Inner tank fuel burn :(consomation du fuel dans le réservoir interne)	58
○ III-5-6-Le transfert avant	58
○ III-5-7- Le transfert de réservoir externe vers le réservoir interne	58
○ III-5-8-Parking	58
• III-6-JETTISON SYSTEM PRESENTATION :(présentation du system de largage)	60

○ III-6-1- Le but	60
○ III-6-2- JETTISON VALVES (les valves de largages)	60
○ III-6-3-le contrôle de largage	60
○ III-6-4- contrôle d'arrêt de largage	60
● III-7-FONCTINEMENT ANORMAL	62
● III-8-PARTIE TECHNOLOGIQUE	66
○ III-8-1-PUMP CANISTER (la boîte qui contient la pompe)	66
○ III-8-2-LES VALVES D'ISOLATION	67
 CHAPITRE VI : MAINTENANCE	 68
● VI-1- DEFINITION DE LA MAINTENANCE	69
● VI-2-LES BUTS DE LA MAINTENANCE	69
● VI-3- Les types de maintenances	69
○ VI-3-1- Maintenance préventive	69
○ VI-3-2- Maintenance curative	70
○ VI-3-3- Différents niveaux de maintenance	71
● VI-4 -Documents utilisés pour l'entretien des aéronefs	71
● VI-5- RECHERCHE DE PANNES	73
○ VI-5-1- Différentes classes de pannes	73
○ VI-5-2- Les catégories d'alarmes	73
○ VI-5-3- Méthodologie de dépannage	74
❖ VI-6-Exemple de la maintenance	75
○ Exemple d'une maintenance préventive	75
○ Exemple d'une Maintenance corrective	78
 CONCLUSION	 79
 ANNEXE	 80

INTRODUCTION

Contrairement aux moyens de transport terrestres et maritimes, qui sont supportés soit par la terre soit par la mer, les avions ne peuvent se tenir dans l'air que s'ils sont propulsés par une énergie leur permettant de décoller de la terre malgré les contraintes subites (la gravité, la traînée...). Cette énergie est développée par le carburant stocké dans les réservoirs.

Le temps de vol d'un avion est relatif à la quantité de carburant consommée, d'où la durée de consommation du carburant est plus importante à considérer que les distances à parcourir, même s'ils sont étroitement liés.

Dans un plan de vol, cette notion de temps, est appelée "l'autonomie". Elle est exprimée en heures et en minutes (on dit qu'entre tel et tel endroit, il y a tant d'heures et non tant de kilomètres) et elle est utilisée par les services de circulation aérienne.

Ce modeste travail consiste à analyser les caractéristiques et les propriétés du système carburant et ses sous systèmes qui existent sur l'A330-200.

- Le premier chapitre commence par un aperçu sur la compagnie AIR Algérie ainsi qu'une présentation de l'airbus A330-200 et introduction aux systèmes carburant des avions en générale.
- Le deuxième chapitre décrit le système carburant de l'A330-200.
- Le troisième chapitre traite le fonctionnement du système étudié.
- Le quatrième chapitre est consacré à la maintenance d'une partie du système.

CHAPITRE I : GÉNÉRALITÉS



I-1-APERÇU SUR LA COMPAGNIE AIR ALGERIE:

Air Algérie est la compagnie aérienne nationale algérienne. Elle fut créée en 1947 sous le nom de C.G.T (Compagnie Générale de Transport).

Air Algérie est une société par actions dont le capital est de 43 milliards de Dinar algérien.

I-1-1-Historique

- 1947 : Création de la C.G.T. (Compagnie Générale de Transport) avec un réseau principalement orienté vers la France
- 1962 : Recouvrement de l'indépendance de l'Algérie
- 1963 : L'État prend 51% du capital d'Air Algérie.
- 1970 : L'État porte sa participation au capital d'Air Algérie à 83%.
- 1972 : Le 15 décembre de l'année 1972, l'État porte sa participation à 100% en rachetant les 17% encore détenus par Air France.
- 1973 : L'État décide d'intégrer à Air Algérie la Société de Travail Aérien (S.T.A.).
- 1983 : L'entreprise est scindée en deux entités distinctes, l'une pour les lignes intérieures (I.A.S.) et l'autre pour les lignes internationales.
- 1984 : Les deux entités citées ci-dessus sont à nouveau fusionnées en une seule entreprise à laquelle revient la charge de la gestion des aéroports.
- 1987 : Air Algérie est déchargée de la gestion aéroports.
- 1997 : Air Algérie devient une société par actions avec un capital de 2,5 milliards DA.
- 1998 : Libéralisation du transport aérien.
- 2000 : Le capital d'Air Algérie est porté à 6 milliards de dinars.
- 2002 : Le capital d'Air Algérie est porté à 14 milliards de dinars.
- 2003 : Crash le plus grave de l'histoire d'Air Algérie (Boeing 737) à Tamanrasset, faisant 102 morts et 1 survivant
- 2006 : Crash d'un avion cargo d'Air Algérie (Italie), faisant 3 morts
- 2007 : Ouverture de la ligne directe Alger-Montréal
- 2007 : Mort du président Mohamed Tayeb Benouis, âgé de plus de 60 ans.
- 2008 : Nomination du nouveau PDG "Abdelwahid Bouabdallah".

I-1-2-Activités :

Le réseau couvert par Air Algérie est de 96 400 Km, soit 2.4 fois le tour de la Terre. Plus de 6 000 000 de passagers et près de 20.000 tonnes de fret sont transportés chaque année par la compagnie aussi bien à travers le réseau international que le réseau domestique.

Le réseau international, dense de 45 villes desservies dans 30 pays en Europe, Moyen-Orient, Maghreb, Afrique et Amérique (Canada), est adossé à un réseau domestique reliant 31 villes. Il existe un réseau de vente comprenant 150 agences en Algérie et à l'étranger relié à un système de réservation et distribué à travers les GDS auprès desquels Air Algérie est abonnée.

De plus, la compagnie s'ouvre aux longs courriers, indispensable pour suivre l'économie du pays. Une ligne Alger-Montréal est en service depuis le 15 juin 2007.

I-1-3-Flotte:

Le programme de renouvellement de la flotte, permet à l'entreprise d'aligner une flotte nouvelle, conforme aux réglementations de l'aviation civile internationale. La moyenne d'âge des avions algériens est passée de 17 ans en 2003 à 3,5 ans en 2006. Le transfert des activités de maintenance dans la nouvelle base de maintenance récemment acquise permettra sous peu à l'entreprise de se doter du certificat JAR 145 dans le but de commercialiser ses capacités supplémentaires.

- 5 Airbus A330-200
- 7 ATR 72-500
- 5 Boeing 737-600
- 10 Boeing 737-800
- 3 Boeing 767-300

I-2-PRESENTATION DE L'AIRBUS A330-200 :

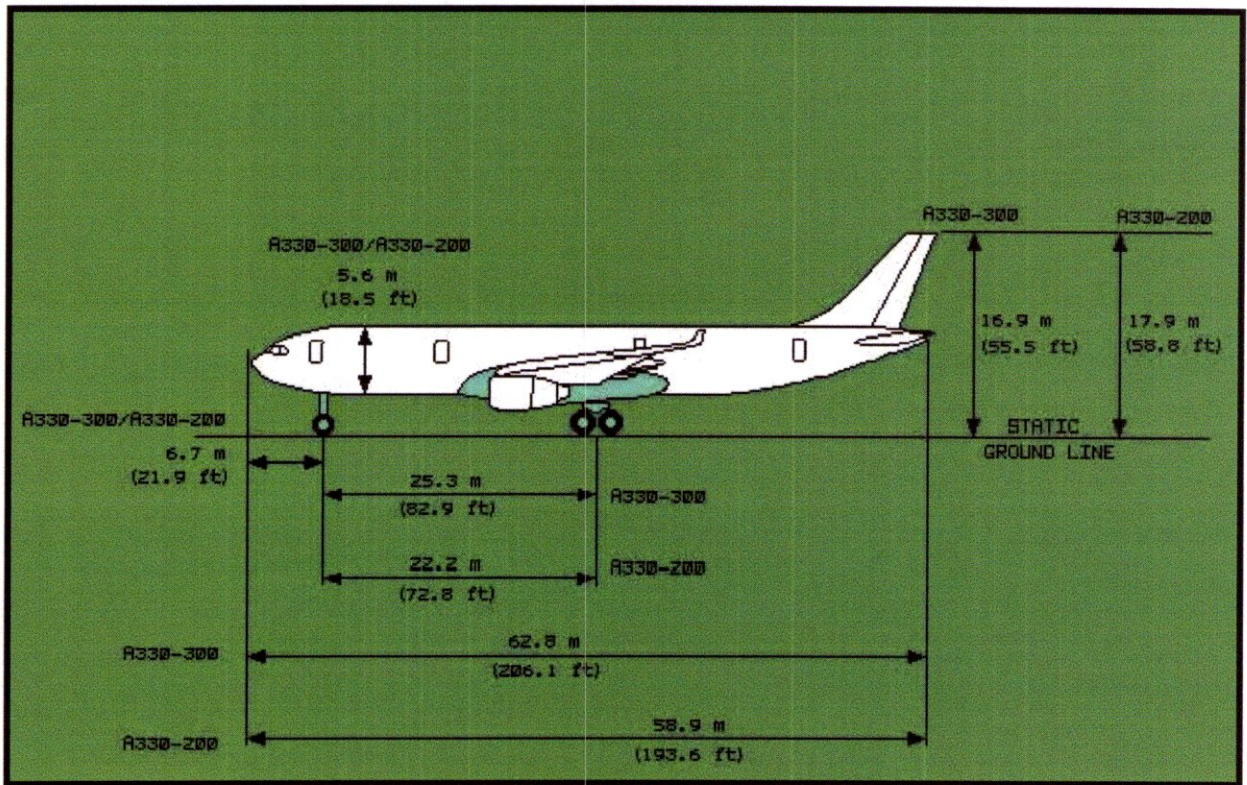
L'Airbus A330 est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec le quadriréacteur Airbus A340 avec la différence qu'il s'attaque directement au marché ETOPS des avions biréacteurs .L' A330 partage avec l'A340 le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A300 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

- Dimensions :

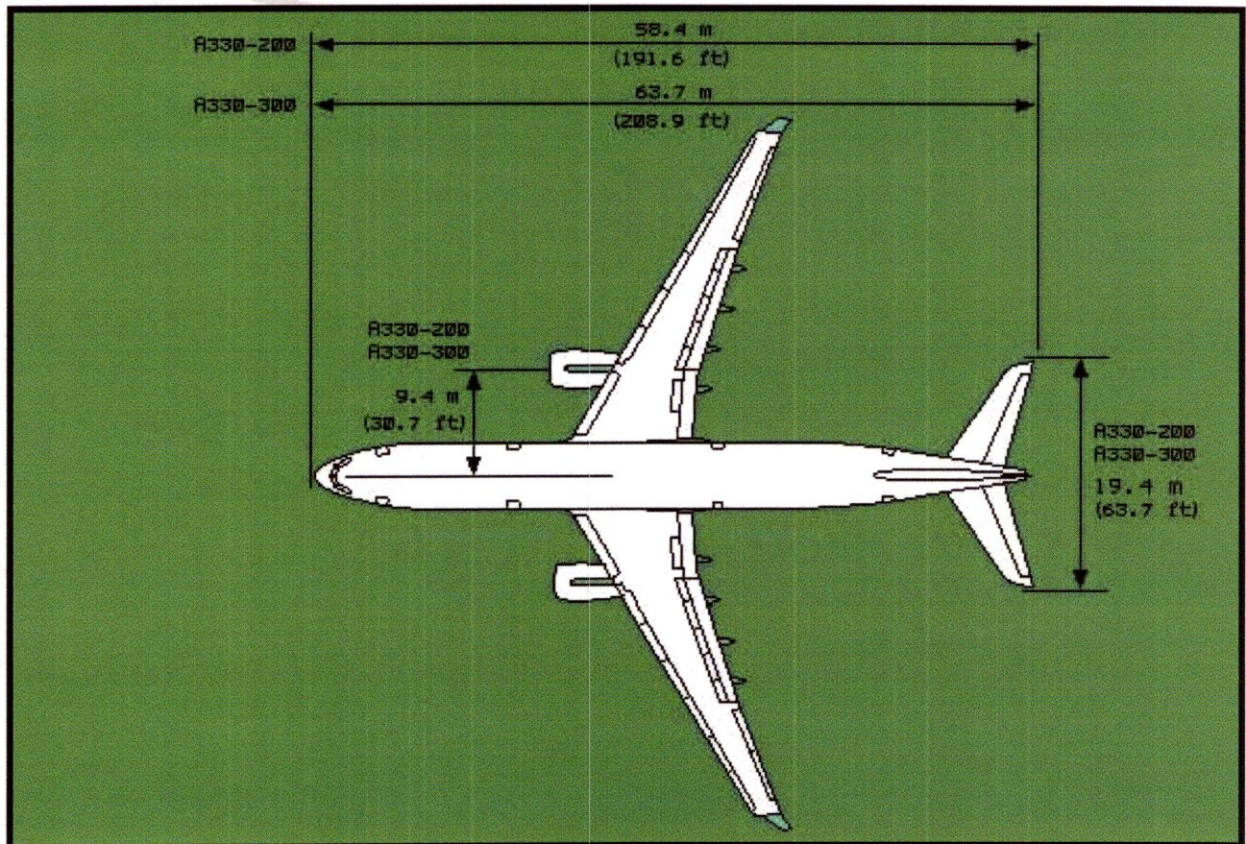
	ft	m
Longueur hors-tout	188ft. 8in.	58,8
Hauteur	57ft. 1in.	17,40
Diamètre du fuselage	18ft. 6in.	5,64
Largeur maxi. de la cabine	17ft. 4in.	5,28
Longueur de la cabine	147ft. 8in.	45,0
Envergure (géométrique)	197ft. 10in.	60,3
Surface alaire (référence)	3 892 ft ²	361,6 m ²
Flèche de l'aile (corde de 25%)	30 °	30 °



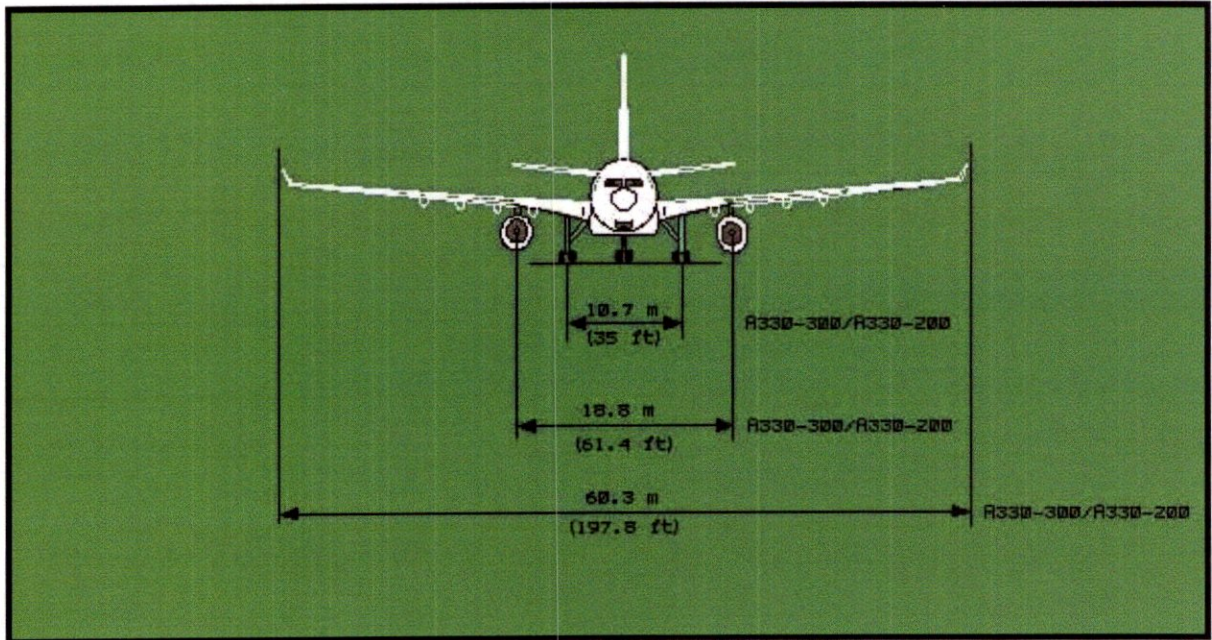
Photo de l'A330-200 prise à la base technique Air Algérie



Vue de Profil A330-200



Vue de haut de l'A330-200



Vue de face de l'A330-200

I-3-GENERALITES SUR LES SYSTEMES CARBURANTS :

I-3-1-LES CARBURANTS

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.

Bien qu'on désigne par carburéacteur les différents carburants destinés spécifiquement aux moteurs à réaction, il faut signaler que la plus part de ces moteurs peuvent fonctionner presque indifféremment avec n'importe quel carburéacteur et même, en prenant certaines précautions, avec de l'essence d'aviation. Deux types principaux de carburéacteurs ont été développés. Pour fixer son choix sur l'un ou l'autre type, un exploitant se base sur des critères variés tels que la sécurité en cas d'incendie, les conditions climatiques qui prévalent au sol où la densité plus ou moins élevée du carburéacteur. Tous les deux sont des mélanges d'hydrocarbures contenant légèrement plus de carbone et de soufre que l'essence. La différence entre les deux provienne du fait que l'un est coupé d'essence et l'autre pas.

Une spécification importante à considérer dans un carburéacteur est son point d'éclair, qui est 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 (+38°C) 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. C'est un combustible assez semblable au mazout domestique avec, toutefois, un point d'éclair plus élevé et un point de congélation plus bas (-40°C). Sa densité est plus grande que le carburacteur à coupe large : il y a donc 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 commerciale est JET A.

Les carburants utilisés pour l'alimentation des réacteurs proviennent de la distillation du pétrole.

I-3-2-LES CIRCUITS CARBURANT :

Les circuits carburant ont pour but d'assurer :

- l'alimentation des réacteurs.
- l'alimentation de l'APU.
- la vidange rapide du carburant en vol.
- le remplissage, le transfert entre réservoirs ou la reprise du carburant au sol.

Les circuits d'alimentation de chaque réacteur doivent être indépendants mais l'installation doit permettre l'intercommunication, c'est-à-dire l'alimentation d'un réacteur par n'importe quel réservoir.

Remarque :

Sur l'avion concorde le transfert de carburant est utilisé pour modifier la position du centre de gravité de l'avion afin de suivre le déplacement du centre de poussée aérodynamique, lors des accélérations et décélération transsoniques.

Le carburant peut être utilisé comme agent refroidisseur des circuits hydrauliques

(ex : B727 –B737)

Le circuit type d'alimentation réacteurs comprend :

- les réservoirs et le circuit avion.
- le circuit d'intercommunication,
- le circuit réacteur.

I-3-3-RESERVOIRS ET CIRCUIT AVION:

Ils sont situés dans la voilure, et éventuellement dans le caisson central (Parfois dans le fuselage). Ils peuvent être :

- structuraux (structure caisson de la voilure rendue étanche par des joints de mastic)
(ex : B747, A330-A310).

- En caoutchouc synthétique (cellules souples à armature nylon ou non, fixées à la structure caisson à l'aide de lacets) ex : caisson central de certain B727.
- Indépendants (en alliage léger, utilisés comme réservoirs supplémentaires, éventuellement largables, sur les avions militaires).
- ❖ Les nervures limitent le ballotement de la masse de carburant ; des « clapets tops » installés a leur partie inférieure empêchant l'écoulement du carburant vers l'extrémité de l'aile et évitent le désamorçage des pompes.
- ❖ L'accès aux équipements et aux canalisations des réservoirs structuraux ont obtenue par :
 - des portes de visite situés a l'intrados de l'aile.
 - des découpes de nervures.
 - des panneaux inter-nervures démontables pour les sections non accessibles par les portes de visite.
- ❖ Le remplissage peut être fait par gravité à l'aide d'un bouchon par réservoir situé sur l'extrados de l'aile (procédure exceptionnellement utilisée).
- ❖ La mise à l'air libre :

Son but est d'assurer une ventilation efficace des réservoirs et l'évacuation de l'air lors des opérations de remplissage, en permettant une communication avec l'atmosphère extérieure. Afin d'assurer une mise à l'air libre au cours des différentes évolutions de l'avion, on trouvera dans chaque réservoir des orifices vers l'intérieur (emplature) et vers l'extérieur (saumon). L'orifice extérieur est pourvu d'un clapet flotteur qui l'obture lors de certains évolutions afin d'éviter au carburant de passer dans les tuyauteries.

La mise à l'air libre est assurée par des tuyauteries (A330) ou des raidisseurs en U sous le revêtement d'extrados (B727, B747) qui aboutissent, pour chaque aile dans un réservoir de récupération situé à chaque extrémité de l'aile.

Chaque réservoir de récupération est en communication avec l'extérieur par une prise d'air dynamique (NACA) située à l'intrados du saumon de l'aile. Cette prise assure une légère pressurisation des réservoirs =1 Ps1, elle évite la formation de vapeurs dans les tuyauteries et les dépressions dans les réservoirs, en cas de variation d'altitude. De plus, elle constitue une sécurité au remplissage sous pression, en cas de défaut d'un dispositif d'arrêt automatique.

❖ Purges:

Un ou plusieurs clapets drainage sont installés à la partie inférieure de chaque réservoir. Ils permettent d'évacuer l'eau accumulée et de vidanger le carburant non pompable.

I-3-4-Les pompes basses pression:

Elles assurent la mise en pression du circuit et le gavage de la pompe haute pression carburant entraînée par le réacteur.

Elles sont de type centrifuge et sont alimentées par un moteur électrique alimenté en triphasé.

Leur pression de refoulement est de = 20 Psi ou de =40 psi suivant les réservoirs dans lesquels elles sont installées. On installe, en général, 2 pompes par réservoir ; une seule suffit pour assurer une mise on pression correcte; un anti-retour est installé sur le refoulement empêche le retour du carburant à travers la pompe qui n'est pas en fonctionnement.

Chaque pompe est commandée par un interrupteur séparé (B747, B727) ou un bouton poussoir séparé (B737, A310) ; elles sont alimentées électriquement par des bus différents afin d'éviter l'arrêt des 2 pompes d'un même réservoir en cas de panne.

Un mano contact de baisse de pression, installé sur le refoulement de chaque pompe, allume un voyant (B747, B727) ou une étiquette (B737, A310) en cas d'arrêt ou de baisse de pression.

Un clapet by-pass autorise l'aspiration du carburant par la pompe haute pression du réacteur en cas de panne de la pompe basse pression.

I-3-5-Robinet basse pression/Robinet coupe feu:

Ce robinet est installé sur la tuyauterie d'alimentation de chaque réacteur, avant la cloison pare-feu. La commande de ce robinet est assurée par la poignée coupe-feu du réacteur correspondant, et éventuellement par un interrupteur situé au panneau carburant.

Si la poignée coupe feu est tirée, le robinet es fermé, quelle que soit la position de l'interrupteur de commande. Un voyant permet de contrôler le fonctionnement de ce robinet.

I-3-6-Contrôle de la quantité:

Ce contrôle est assure par :

- Des jauges électroniques du (type à capacité), (la capacité de condensation varie suivant le niveau) dont le nombre varie en fonction du nombre et de la forme des réservoirs (102 sondes sur un B747). Ces jauges sont en liaison avec les indicateurs de carburant du poste et du panneau de remplissage.

Des compensateurs de variation de densité permettent de transformer l'information de capacité fournit par les sondes en information de masse.

Chaque réservoir possède son propre indicateur de quantité (ou jaugeur); la somme des indications de différents indicateurs est fournie à un indicateur totalisateur de masse de carburant installé sur la planche pilote.

- Des jauges à main : Elles constituent un moyen de contrôle en cas de doute sur le fonctionnement des jauges électroniques ; elles sont de 2 types :
 - La jauge à écoulement (ex : B727, B737)
 - la jauge flotteur magnétique (ex : B747, A300, A310).

La précision de la mesure dépend de la position de l'avion à son point de stationnement, et la densité du carburant (nécessité d'utiliser les courbes de conversion du manuel d'utilisation de l'avion).

I-3-7-CIRCUIT D'INTERCOMMUNICATION:

❖ Il permet d'utiliser le carburant d'un réservoir correspondant à un réacteur arrêté;

En cas d'installation d'un réservoir central, d'utiliser ce carburant pour alimenter n'importe quel réacteur ;

❖ de rétablir l'équilibre de poids entre les réservoirs.

Le circuit est situé en amont des pompes basses pression.

Des robinets d'intercommunication, permettent d'obtenir l'alimentation désirée par l'intermédiaire d'un collecteur d'inter communication.

Des voyants ou des étiquettes permettent de contrôler le mouvement de ces robinets d'intercommunication.

I-3-8-CIRCUIT TYPE D'ALIMENTATION APU:

La mise en pression du circuit d'alimentation APU peut être réalisée :

- Soit par les pompes basses pression (éventuellement à partir de n'importe quel réservoir, grâce au circuit d'intercommunication) ;
- Soit par une pompe basse pression APU mise en route automatiquement lorsque les autres pompes ne sont pas disponibles. Ce circuit comporte un robinet basse pression ou robinet coupe-feu installé avant le cloison pare-feu APU.

I-3-9- CIRCUIT DE LARAGAGE :

C'est un circuit de vidange rapide.

PMSD : poids maximum structure décollage.

PMSA : poids maximum structure atterrissage.

Si PMSA/PMSD < 95% l'avion doit être équipé d'un circuit de vidange rapide.

Le bon fonctionnement des pompes de vidange et l'ouverture des différents robinets sont contrôlés à l'aide de voyants.

I-3-10-CIRCUIT DE REMPLISSAGE :

Le remplissage s'effectue normalement sous pression ; la durée est d'environ 30 minutes pour un plein complet.

Le circuit comporte :

- Des prises de remplissage : situées à l'intrados de l'une (ou des 2 ailes).
- un collecteur de remplissage (comme au collecteur de vidange sur le B747).
- un robinet de remplissage par réservoir.
- un dispositif d'arrêt automatique plein complet par réservoir.
 - à commande hydromécanique.
 - à commande électrique.
 - à commande électronique.

Il ferme le robinet de remplissage lorsque le plein du réservoir est atteint (B747, B727) ou lorsque la quantité de carburant pré-sélectionnée est atteinte (A310).

- ❖ un panneau de remplissage qui comprend les éléments de commande et de contrôle du circuit.
- ❖ L'alimentation électrique des équipements doit pouvoir être assurée par un groupe de pare électrique ou par la batterie de bord.

I-3-11- VIDANGE DU CARBURANT:

La reprise du carburant peut être rendue au nécessaire pour :

- corriger des erreurs de niveau de remplissage ;
- Vidanger les réservoirs.
- ❖ Elle peut se faire sous pression (en utilisant des portions de circuit avion) ou par aspiration (par les pompes la citerne).

I-3-12-TRANSFERT DU CARBURANT :

Le transfert du carburant est possible au sol uniquement pour corriger les niveaux entre les réservoirs en utilisant des portions du circuit d'alimentation, d'intercommunication et de remplissage de l'avion.

CHAPITRE 2 :
PRESENTATION DU SYSTEME
CARBURANT DE L'ARIBUS A330-200



II-1-PHILOSOPHIE DE CONCEPTION DU SYSTEME CARUBRANT :

II-1-1-Généralité :

Le carburant est stocké dans six réservoirs :

Réservoir principal :

Réservoir interne (inner tank)

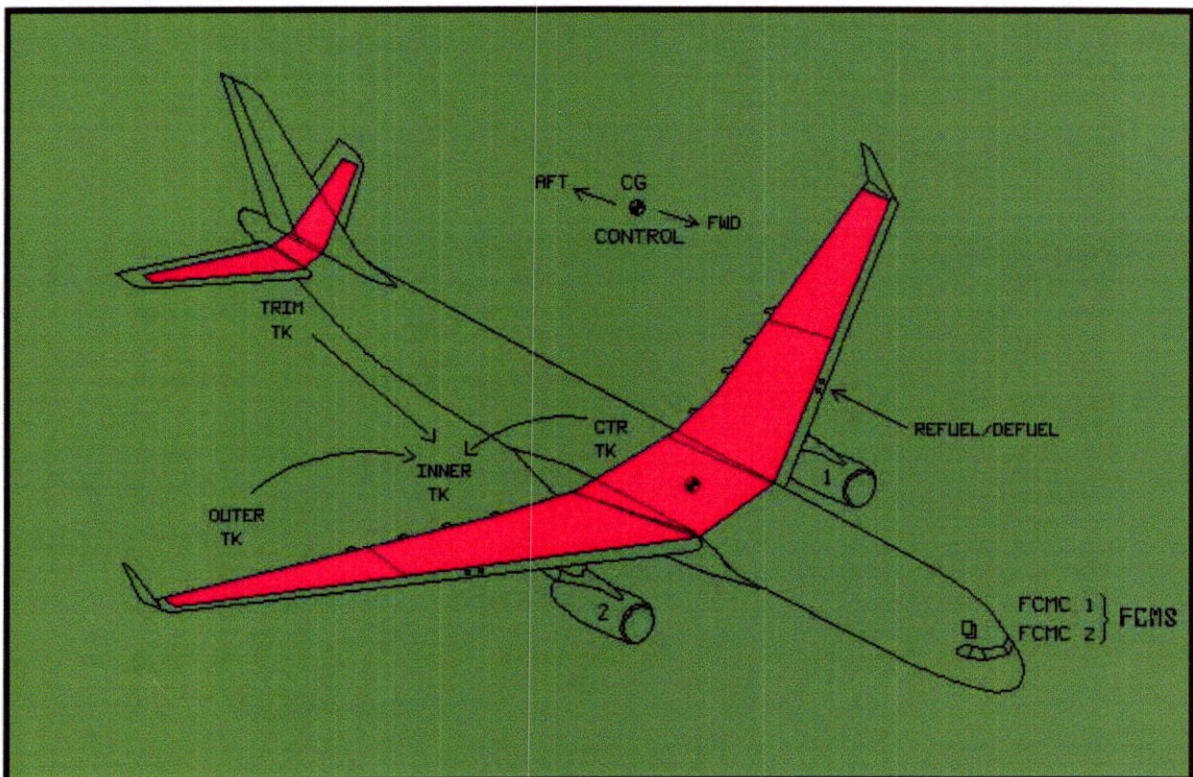
Réservoir externe (outer tank)

Réservoir centrale (center tank)

Réservoir d'équilibre (trim tank)

Le carburant alimente les deux réacteurs et l'APU, et contrôle le centre de la position de gravité.

La plupart des fonctions sont contrôlées par le système de commande et de surveillance de carburant (FCMS). (Fuel control monitoring system).



Concept des réservoirs

II-1-2-Concept d'alimentation :

Les réservoirs intérieurs sont les réservoirs d'alimentation principaux. Ils reçoivent le carburant des autres réservoirs par transfert.

II-1-3-Management :

Le système de commande et de surveillance de carburant (FCMS) contrôle l'installation carburant avec 2 ordinateurs identiques de contrôle et de surveillance de carburant :

- ❖ FCMC 1
- ❖ FCMC 2

Les différentes fonctions du système carburant sont :

- contrôle de niveau et température de carburant.
- Jauging.
- calcul de centre de gravité.
- gestion de carburant.
- Rapport d'indication et d'erreur.
- surveillance de système et le tester.

II-2-PRESENTATION DES RESERVOIRS :

II-2-1-généralité:

Chaque réservoir fait partie de la structure.

Le carburant est stocké dans les ailes et le stabilisateur horizontal.

Quantité totale : 109 Tonnes

Le carburant inutilisable dans les réservoirs et le système est plus moins de 0.23 % de la capacité de réservoir totale.

II-2-2-Réservoirs internes:(inner tank)

C'est les réservoirs principaux, sont divisés en 2 parties, réservoirs intérieurs avant (forward : FWD) et réservoirs intérieurs arrière (afterward : AFT).

Chaque réservoir intérieur contient une cellule de collecteur. Maintenu plein pour alimentation des pompes principale (main booster pump).

- Quantité qui prend le réservoir interne est : 42 000 l (33 Tonne).
- Quantité qui prend le collecteur c'est : 1000 Kg.

II-2-3-Réservoir central:(center tank)

Le réservoir central est placé dans la section centrale d'aile. Son carburant est transféré aux réservoirs intérieurs.

Sa quantité est : 41 560 l (32.625Tonne).

II-2-4-Réservoirs externes: (Outer tank)

Les réservoirs externes contenant du fuel pour la bonne flexion de l'aile.

Ce carburant est progressivement transféré au réservoir intérieur quand un niveau prédéterminé est atteint dans ce réservoir.

Sa quantité est : 3650 l (2.8 Tonne).

II-2-5-Réservoir du stabilisateur (Trim tank)

Le réservoir d'équilibre fournit la capacité additionnelle de carburant.

Les transferts d'équilibre de carburant permettent au centre d'aéronefs de la gravité d'arrêter la position optimale de sorte que la traînée soit réduite et l'économie du combustible soit améliorée.

Sa quantité : 6230 l (4.2 tonne).

II-2-6-Réservoir du débordement :(Surge tank)

Ventilation des réservoirs vers l'atmosphère et récupère le trop plein des réservoirs, on le trouve sur l'aile gauche, et l'aile droite, et le stabilisateur droite.

Après opération de remplissage à la capacité maximum de réservoir, le carburant peut augmenter de 2 % sans débordement dans le surge tank.

Sa quantité : - dans l'aile est 900l.

- dans le stabilisateur 115 l.

II-2-7-Mise à l'air libre :

Le circuit de mise à l'air libre de réservoir veille que la pression atmosphérique dans les réservoirs de carburant demeure près à la pression ambiante d'extérieur.

Chaque pipe d'orifice de réservoirs est reliée à son surge tank, qui est ouvert d'atmosphère par une prise de NACA.

II-2-8-Accès/drainage :

L'accès aux réservoirs d'aile est obtenu par des panneaux des portes de visite sur les ailes et l'accès au réservoir central est gagné par le longeron arrière.

L'accès au réservoir d'équilibre est obtenu par des panneaux sur le longeron avant. Et panneaux de prise dans la fond-peau.

Les soupapes de vidange de l'eau sont situées à de bas points de chaque réservoir.

II-2-9-Mesures de sécurité :

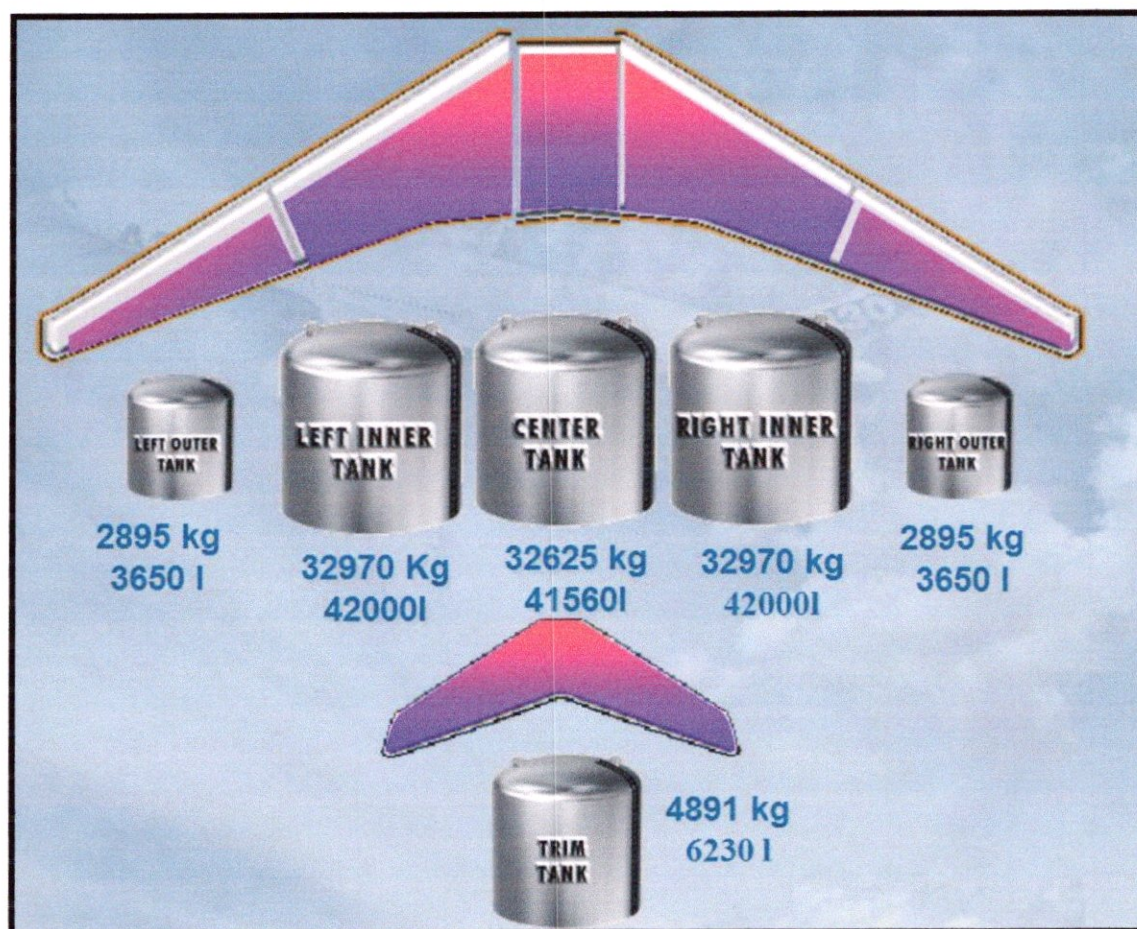
Vous devez obéir les MESURES DE SÉCURITÉ quand vous aller dans un réservoir de carburant ou quand vous enlevez les panneaux d'accès.

La zone de manœuvre devrait être propre et ouverte d'air.

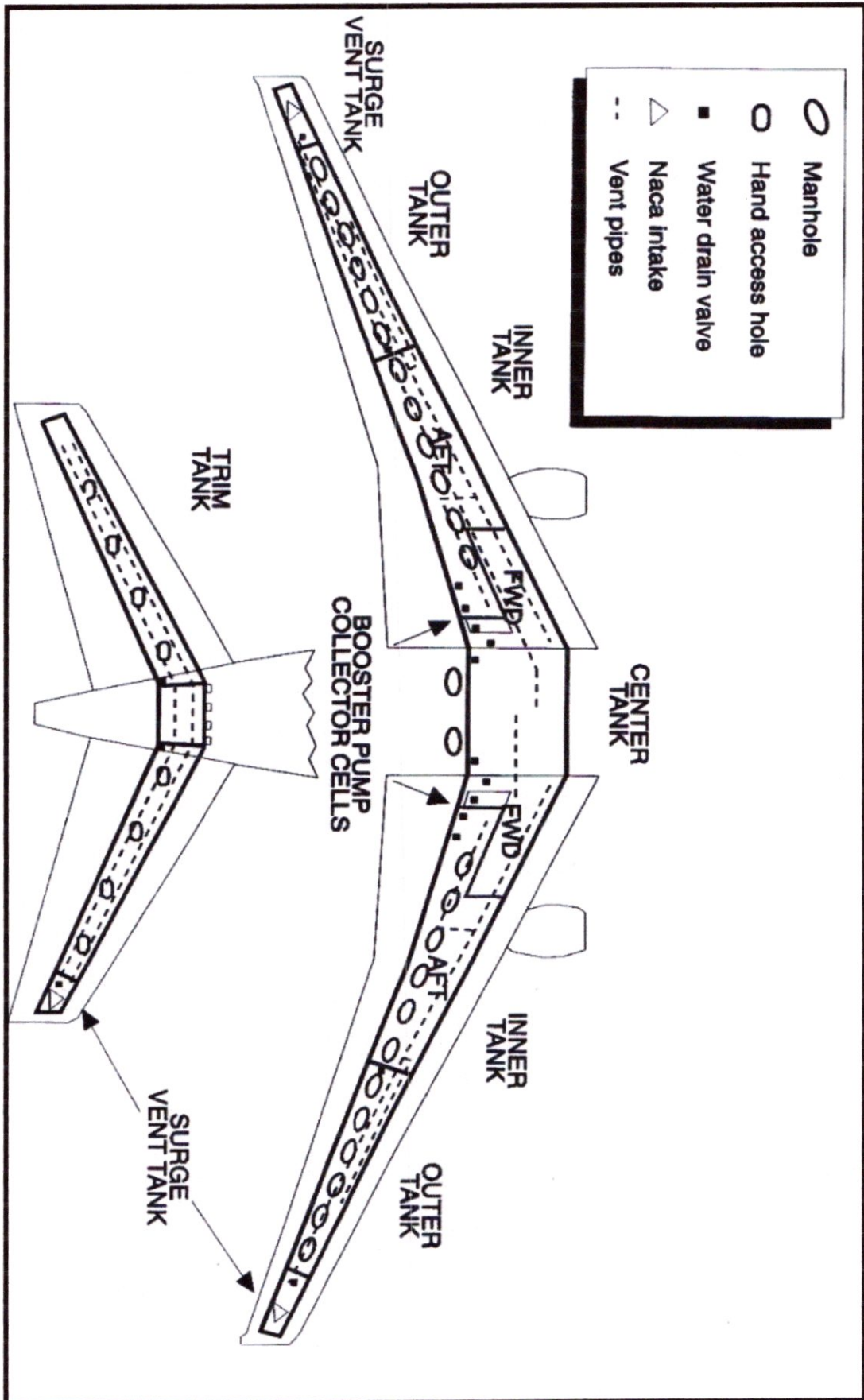
Des réservoirs doivent être aérés.

Vous devez mettre des vêtements de protection et un respirateur en cas de concentration en gaz élevée.

Une personne de sécurité doit voir que la personne dans l'équipement de réservoir de carburant et de lutte contre l'incendie doit être disponible.



Présentation des réservoirs



Les accès aux réservoirs

II-3-FUEL INDICATION :(Indication du carburant)

II-3-1-Présentation :

Les systèmes d'indications sont :

- Indication de la quantité de carburant: fuel quantity indicating (FQI),
- Détection de niveau de réservoir: tank level sensing (TLS),
- Mesure de la température: Température Measurement (TM),
- Indicateurs de niveau magnétiques manuels: Manual Magnetic level Indicators (MMI).

Le système de commande et de surveillance de carburant (FCMS) reçoit des données pour contrôler les différentes opérations de carburant et pour montrer les indications.

II-3-2-Sondes d'indication de quantité de carburant : (FQI)

Des sondes de quantité de carburant sont installées dans chaque réservoir.

Chaque sonde a une valeur de capacité qui change proportionnellement au niveau de carburant.

II-3-3-Sondes de compensateur de jaugeur de carburant :

Une sonde de compensateur est installée dans la section arrière des réservoirs intérieurs et dans le réservoir central.

La sonde de compensateur est du type de capacité comme les autres sondes de carburant.

Une fois entièrement couverte du carburant, la pièce de compensateur de la sonde a une capacité, qui est proportionnellement à la constante diélectrique du carburant. (Changements dus aux variations de la température de carburant).

II-3-4-Densitomètres :

Un densitomètre est installé dans la partie la plus inférieure de la section arrière de réservoir intérieur. Il transmet les signaux de densité de carburant et de constante diélectrique au système de commande et de surveillance de carburant.

II-3-5-Capteurs a niveau élevé : High level

Les capteurs a niveau élevé dans chaque réservoir envoie indépendamment des données de niveau au FCMS. Si à niveau élevé est senti, le FCMS ferme la soupape d'admission relative de réservoir.

II-3-6-Capteurs de bas niveau : LOW LEVEL

Les capteurs de bas niveau dans les réservoirs intérieurs, centraux et d'équilibre contrôlent des opérations de carburant ou des avertissements de déclenchement.

II-3-7-Capteurs de trop plein: over flow

Un capteur de Trop plein est installé dans chaque réservoir surge tank.

Si un capteur de débordement devient humide, le FCMS ferme les soupapes d'admission et la valve d'isolement de réapprovisionnement en combustible.

II-3-8-Capteurs de température :

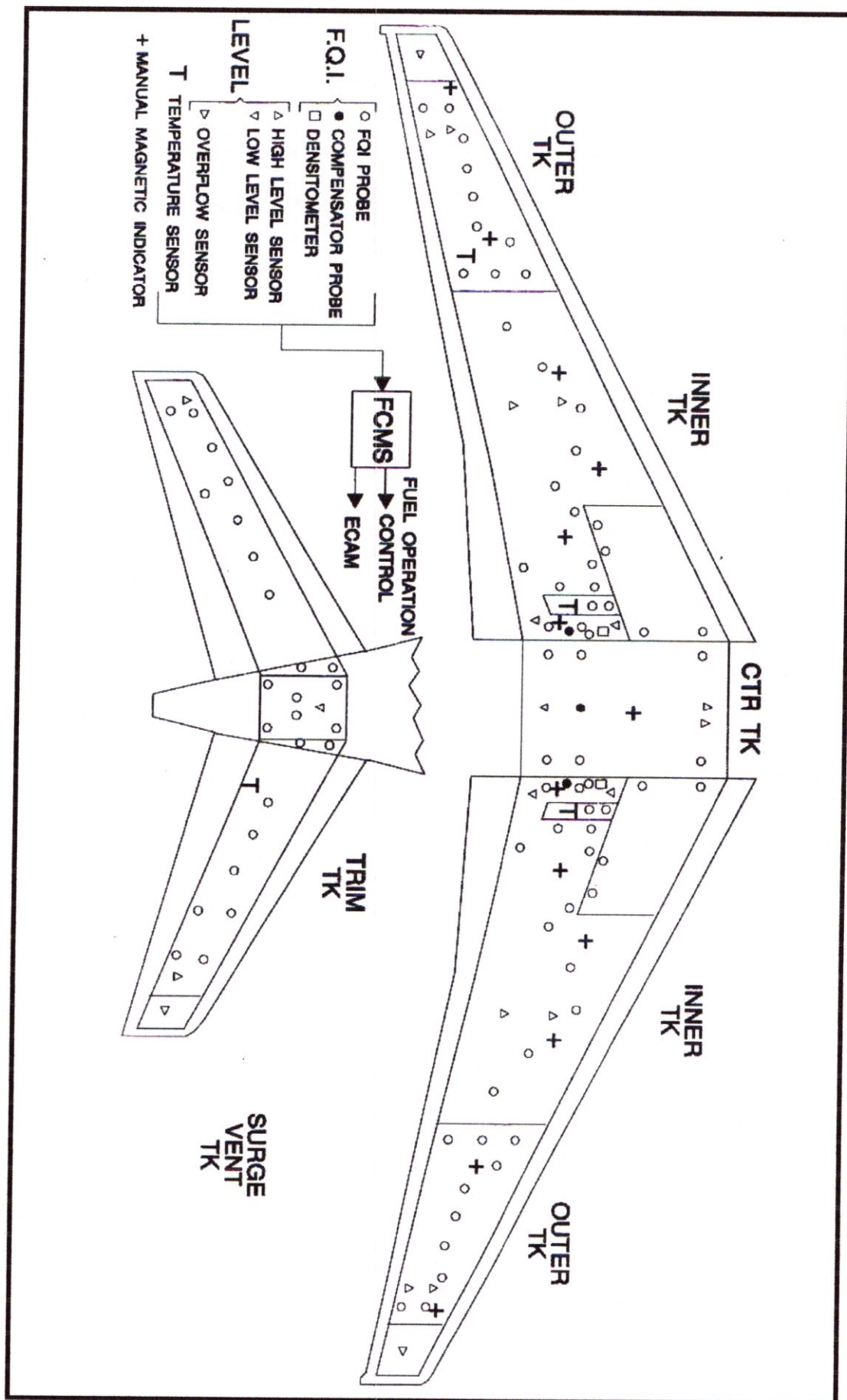
La température de carburant est mesurée dans le réservoir externe gauche, les cellules gauches et droites de collecteur et le réservoir d'équilibre.

La température dans le réservoir externe droit est montrée, elle est supposée que c'est pareil que dans le réservoir externe gauche.

II-3-9-Indicateurs manuels magnétiques:

Les indicateurs magnétiques manuels (MMI) disponibles dans les réservoirs de centre, intérieurs et externes sont des moyens d'un remplacement de déterminer la quantité de carburant au sol. Aucun courant électrique n'est exigé.

La lecture combinée de MMI, le chiffre d'assiette d'aéronefs et la densité de carburant sont convertis, en utilisant des tables, pour donner la quantité du combustible dans chaque réservoir.



Les indicateurs du système de carburant

II-4-SYSTEM DE DISTRIBUTION DU CARBURANT :

II-4-1-Présentation :

La distribution de carburant se compose :

- Alimentation des réacteurs et APU.
- Système de remplissage/vidange.
- Circuit de transfert principale.
- Système de transfert d'équilibre.

Les 2 sections (avant et arrière) du réservoir intérieur sont reliées ensemble par une pipe et une valve d'isolement d'urgence. La valve d'isolement est normalement ouverte et permet à la quantité de carburant des deux sections d'être équilibrée.

II-4-2-Alimentation du moteur :

Les moteurs sont alimentés en carburant à partir des réservoirs intérieurs. Les valves de basse pression isolent les moteurs de la fourniture en combustible. Elles fonctionnent normalement avec le commutateur principal de moteur.

La valve crossfeed normalement fermée et divise les deux systèmes d'alimentation de moteur. Deux pompes de gavage principales de carburant fournissent chaque moteur. Une autre pompe à essence est en état d'alerte. Un mano-contact surveille la pression de rendement de chaque pompe à essence. Quand la valve crossfeed est ouverte, il est possible que les pompes d'un réservoir intérieur assurent le carburant aux 2 moteurs.

Si une pompe principale a un échec (ou est placé sur OFF) la pompe de réserve latérale relative démarre automatiquement.

Les deux pompes principales sont reliées à une pompe à jet dans la cellule de collecteur. La pompe à jet veille que la cellule de collecteur est maintenue pleine du carburant et légèrement pressurisée.

II-4-3-L'alimentation de l'APU:

Le système d'alimentation de carburant d'APU a deux collectes possibles de carburant avec deux pompes à essence :

- un avant
- une arrière.

Seulement une pompe d'APU fonctionne à la fois et la valve d'APU LP s'ouvre quand le commutateur principal d'APU est placé à en marche. Si une basse pression est détectée pendant l'opération de pompe d'APU de l'avant, la pompe arrière d'APU démarre.

Sur la terre et au-dessous de FL250, la pompe avant marche, la valve d'isolement d'APU s'ouvre et le carburant est pris de la cellule de collecteur de gauche. En vol normalement la pompe arrière d'APU fonctionne,

II-4-4-Refuel/Defuel :(remplissage/vidange)

Le system de refule/defuel contrôle pendant le remplissage et le vidange de carburant des aéronefs. Sur l'aile droite, un couplage de remplissage/vidange est installé.

Au centre de chaque couplage, une valve d'isolement de réapprovisionnement en combustible contrôle la fourniture en combustible. Chaque réservoir a une soupape d'admission dans laquelle laisse l'écoulement de combustible par des diffuseurs dans les réservoirs.

II-4-5- Les principaux Transferts :

Le system de transfert contrôle le transfert entre le réservoir centrale et les réservoirs externes vers le réservoir interne, le FCMS contrôle automatiquement le transfert mais il est possible de le contrôler manuellement par le panneau dans le cockpit.

Des pompes de gavage de transfert sont utilisées pour relever le carburant du réservoir central aux réservoirs intérieurs ; et la pesanteur permet au carburant de couler vers le bas des réservoirs externes dans les réservoirs intérieurs.

II-4-6-Le système de transfert du stabilisateur (Trim):

Ce système commande le centre et la position du centre de gravité d'avion et permet l'optimisation l'efficacité et de l'économie du combustible en vol.

Pour cette fonction, les mouvements de système remplissent de combustible au réservoir d'équilibre, c'est transfert arrière, ou à partir du réservoir d'équilibre, qui est transfert vers l'avant.

Le système fonctionne automatiquement avec FCMS mais l'équipage peuvent manuellement choisir des transferts de carburant.

Le FMGEC également surveille la position de CG, et assure la protection arrière excessive de CG.

II-5-COCKPIT SYSTEM CONTROL PANELS :(PANNEAUX DE COMMANDE DANS LE COCKPIT):

II-5-1- Crossfeed valves pushbutton:(bouton poussoir de valves d'alimentation croisé)

Le bouton poussoir de crossfeed valve est normalement libéré et sans lumière dessus et la valve est fermée.

La valve s'ouvrira sous l'opération conditionnelle :

Si on presse le bouton la lumière blanche s'allume autour du mot ON et une lumière verte s'allume autour du mot open et la valve s'ouvre.

II-5-2-Center tank transfer pushbutton : (Bouton poussoir de transfert de réservoir central)

Le bouton poussoir de transfert de réservoir central fait le transfert automatique du réservoir central au réservoir interne.

Quand un échec se produit une lumière ambre s'allume sur le mot FAULT.

Quand le bouton poussoir est enfoncé, le transfert commence.

Noter que les pompes de transfert de réservoir central doivent être arrêtées manuellement.

II-5-3- Main and standby pumps pushbutton: (Les boutons des pompes principales et pompe de secours)

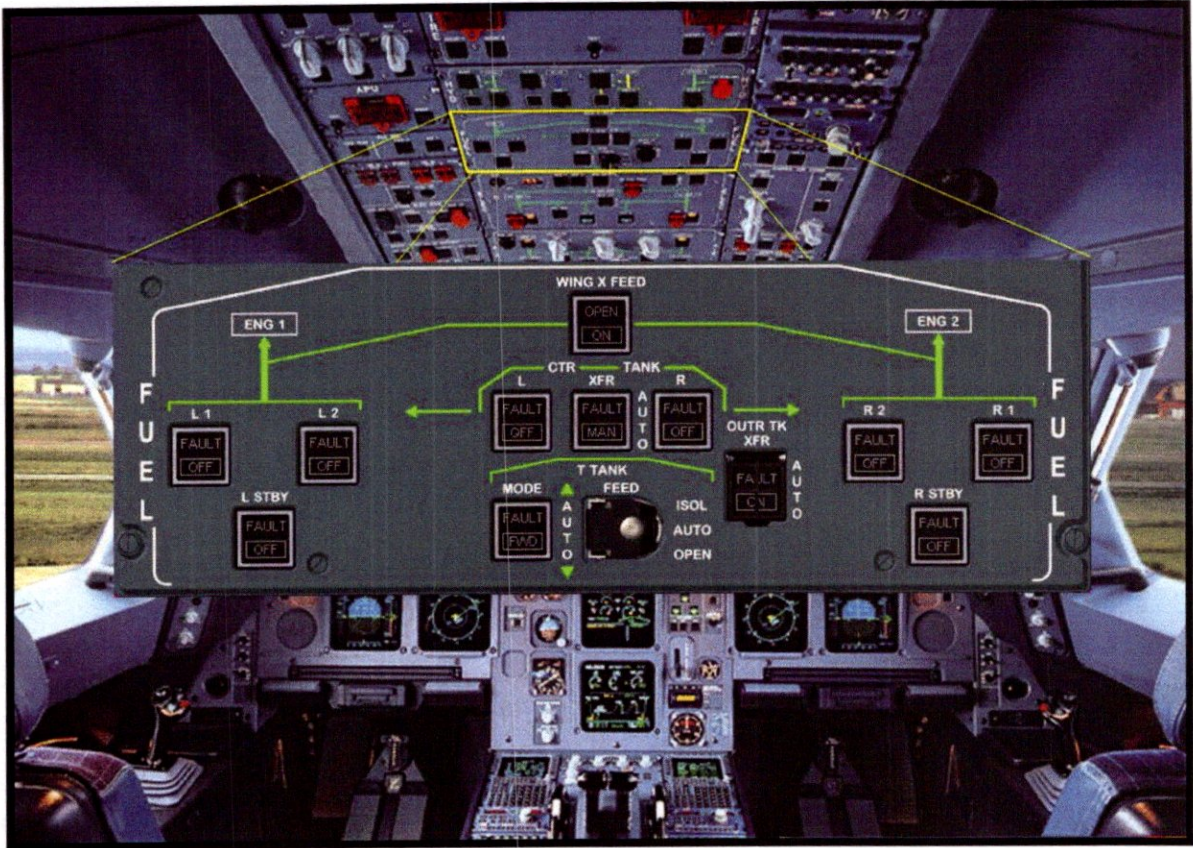
Il y a 6 boutons de pompe : 4 principaux et 2 stand-by. Avec tous les boutons enfoncés et aucunes lumières dessus, les pompes principales marchent. Les pompes de stand by commence a marcher si une baisse de pression est détecté.

Quand il y a une chute de pression, une lumière ambre s'allume sur le mot FAULT.

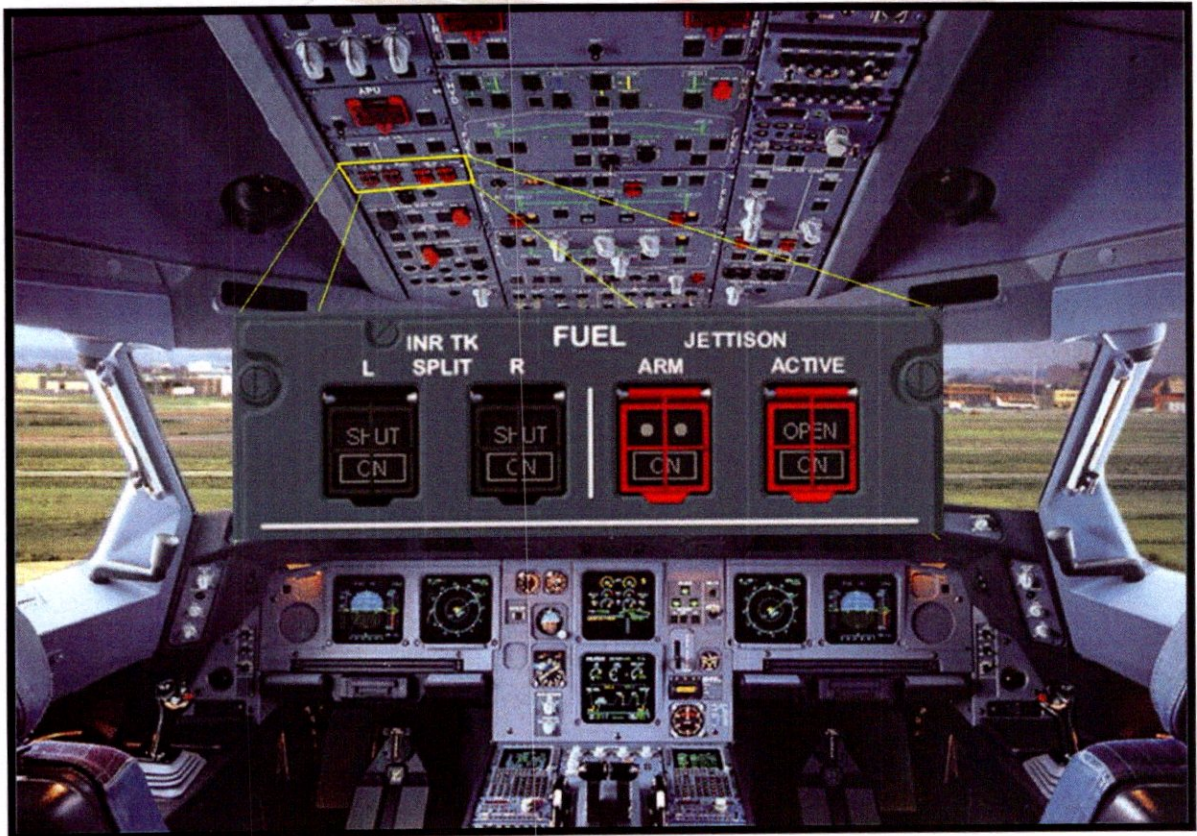
Quand le bouton est choisi sur le mode OFF, l'avertissement est désactivé.

II-5-4- Fwd manual transfer pushbutton: (Bouton de transfert vers l'avant)

Le bouton permet le transfert manuel de trim tank vers l'avant; s'il y a un échec au commande automatique du centre de gravité. Ou si le mot FAULT s'allume, en raison d'un centre arrière excessif de la gravité ou un transfert automatique inopérant, le bouton poussoir doit être enfoncé; et le bouton FWD s'allume.



Le panneau de commande du fuel dans le cockpit



Commandes du largage et du transfert des réservoirs internes

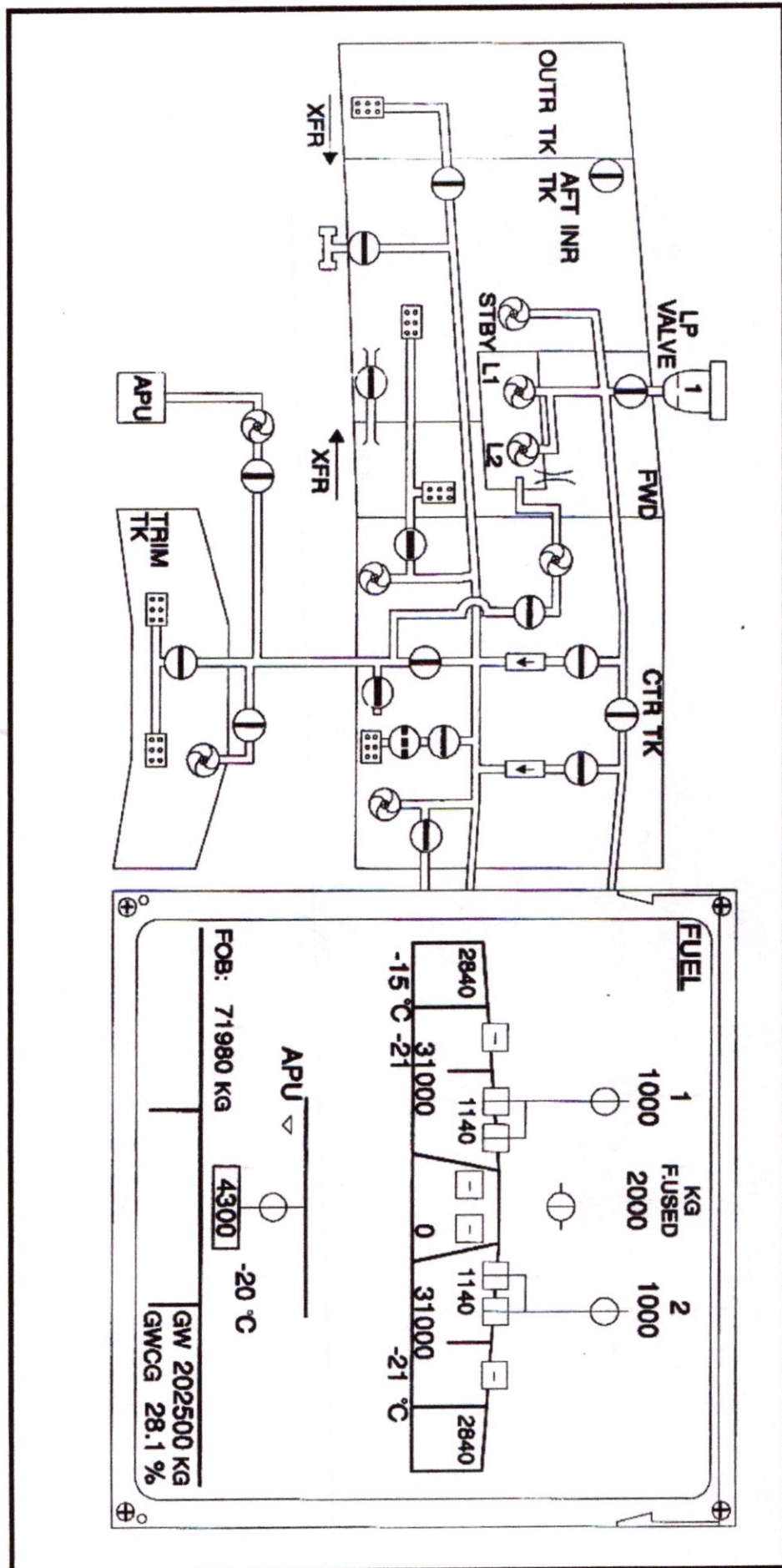
II-6-ECAM PAGE PRESENTATION (présentation de la page ECAM) :

Sur le panneau de commande de ECAM on appui sur le mot fuel pour l'afficher sur l'écran.

Et il va afficher les informations concernant le système carburant, les quantités les températures les états des valves et des pompes, les transferts. Dans le cas de fonctionnement ou bien en cas d'un échec.

Et on trouve :

- La quantité de fuel utilisé par les moteurs.
- L'état des valves qui alimente les moteurs.
- L'état de la valve crossfeed.
- L'état des pompes.
- L'état des pompes de transfert.
- Les quantités dans chaque réservoir.
- Les transferts des réservoirs externes vers les réservoirs internes.
- Les transferts du réservoir central vers les réservoirs internes.
- Les transferts de trim tank.
- L'état des valves de transfert trim tank.
- L'alimentation de l'APU.
- Les températures.
- Le poids de l'avion.
- Le centre de gravité de l'avion.



II-7-FUEL MANAGMENT :

II-7-1- Fuel control and monitoring system (FCMS) :(le système de control et de commande du carburant)

Le régulateur de carburant et système de surveillance fonctionne dans un mode entièrement automatique. Les seules actions entre les vols sont les suivants: sélection du carburant nécessaire pour le remplissage, en insérant la masse sans carburant et le centre de gravité.

Des commandes de priorité manuelle sont fournies seulement quand il est nécessaire d'apporter le système dans une configuration sûre ou après l'échec de l'automatisme.

II-7-2- Fuel control and monitoring COMPUTER (FCMC) : (l'ordinateur de control du carburant)

Le système de commande et de surveillance de carburant comporte 2 ordinateurs identiques FCMC 1 et FCMC 2.

Chaque ordinateur exécute la surveillance de données et le calcul simultanément.

La fonction de commande est réalisée par un ordinateur à la fois ; en état normal, FCMC 1.

II-7-3-Fuel quantity indicating (FQI) :(indication de la quantité du carburant)

Le système de commande et de surveillance de carburant calcule les données de quantité de carburant.

La sonde du mesure du carburant, des densitomètres, etc. fournit le témoin et les logiques opérationnelles.

II-7-4- SENSORS :(les sondes)

Les sondes de températures et de niveaux sont fournies dans tous les réservoirs.

La température et les seuils de niveau déclenchent des logiques et des avertissements de commande.

II-7-5- ENGINE FEED :(alimentation des moteurs)

Les pompes d'alimentation des moteurs ne sont pas contrôlés par le FCMC, mais par le câblage avion.

Le FCMS surveille les états de pompes.

Chaque rendement de pompe est surveillé par un pressure switch.

Pour maintenir les cellules de collecteur complètement, le FCMS commande en vol des transferts de carburant : Équilibre en avant, externe à intérieur

II-7-6- Contrôle des valves:

Les (FCMC) reçoivent des signaux de position de bouton poussoir et de valve, et envoient des signaux de rendement pour permettre à ces valves de fonctionner.

II-7-7- Contrôle du centre de gravité :

Le FCMC contrôle le centre de gravité après et avant les transferts de combustibles. La position du CG est exprimée en pourcentage des de la corde aérodynamique moyenne (MAC%).

II-7-8- REFUEL/DEFUEL CONTROL

Les ordinateurs reçoivent des choix du panneau de remplissage/vidange, et commandent le remplissage automatiquement ou manuellement.

II-7-9- COCKPIT INTERFACES :

Les ordinateurs reçoivent des signaux de choix de panneau d'habitacle et permettent aux pompes et aux valves relatives de fonctionner.

La configuration d'installation carburant est montrée sur l'ECAM.

II-7-10- OTHER COMPUTER INTERFACES :

Le FCMS travail avec d'autres ordinateurs de l'avion.

FWC : Flight Warning Computer.

CMC : Central Maintenance Computer.

Le FCMS emploient des entrées à partir de ces ordinateurs du calcul du centre de gravité.

FMGEC: Flight Management, Guidance and Envelope Computer.

ADIRU: Air Data and Inertial Refence Unit.

FCDC: Flight Control Data Concentrator.

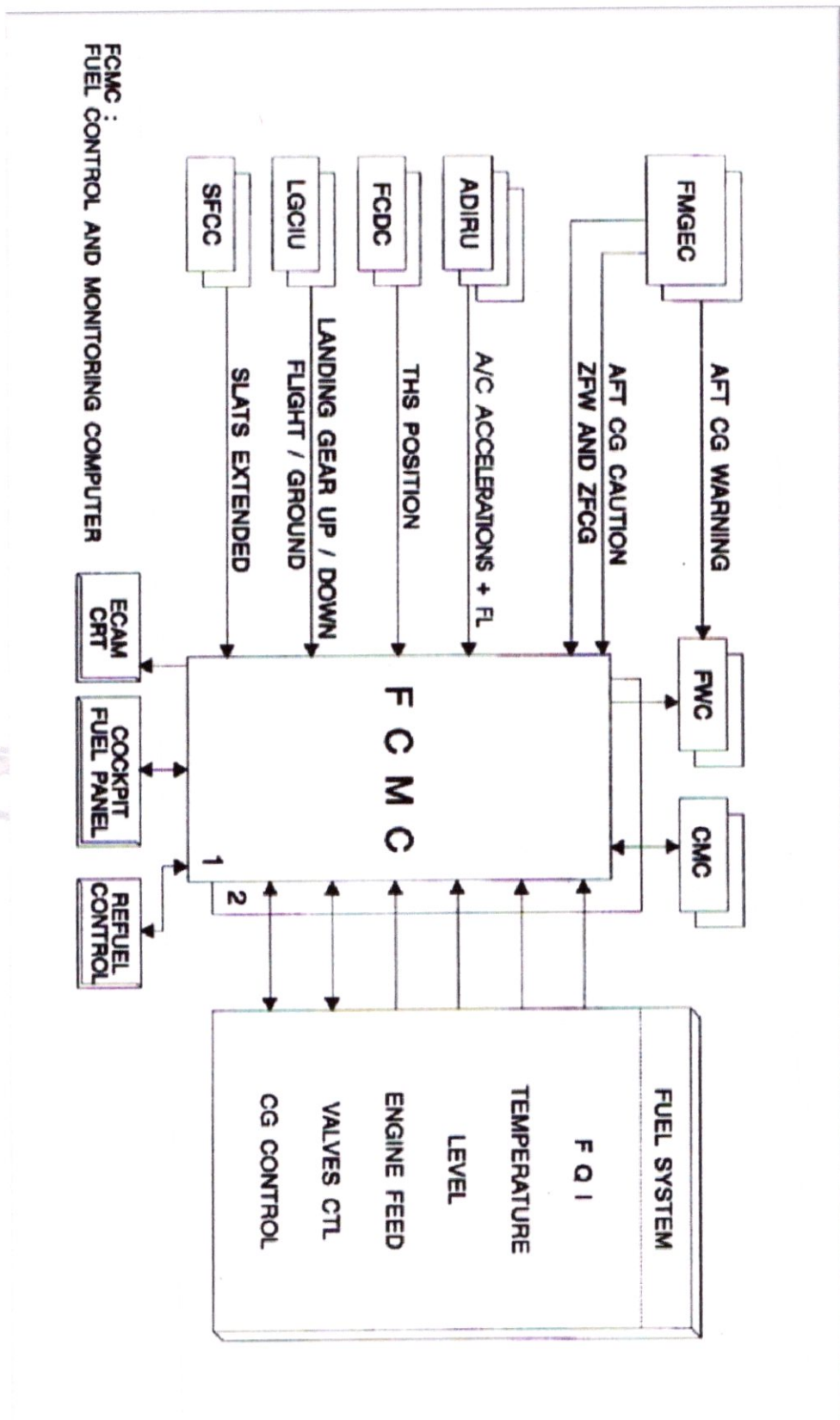
Chaque FCMC emploie également des données d'autres circuits de bord connectés.

Ces entrées donnent le vol d'avions ou la condition au sol et s'assurent que les fonctions de FCMC fonctionnent seulement et le temps applicable.

LGCIU: Landing Gear Control and Interface Unit.

SFCC: Slat Flap Control Computer.

fuel managment



Fuel control and monitoring system

CHAPTIRE III:
FONCTIONNEMENT DU SYTEME



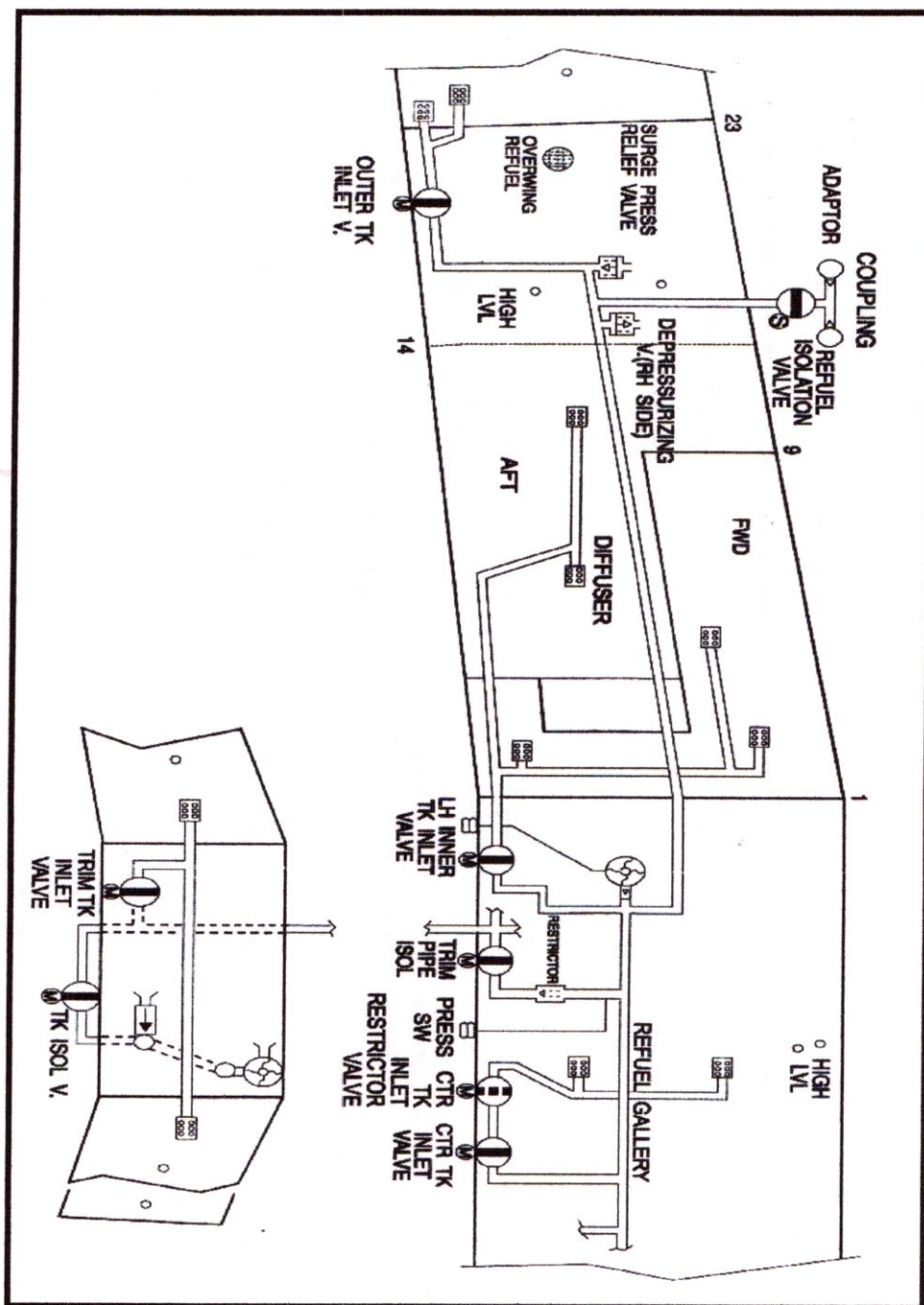
III-1-LE SYSTEME REMPLISSAGE/VIDANGE :

III-1-1-Généralités :

Le système Refuel/Defuel commande l'entrée et sortie du carburant vers l'avion il peut être en mode automatique ou manuel.

Le branchement de R/D, dans le bord d'attaque de chaque aile, est l'interface entre le système de R/D et la source extérieure de carburant.

Le remplissage est possible aussi par gravité au réservoir intérieur sur l'extrados.



Le système de Remplissage/Vidange

III-1-2-PRESENTATION DU SYSTEME ET SES ELEMENTS :

III-1-2-1- Refuel gallery (tuyauterie de remplissage) :

La galerie principale de remplissage est une conduite de carburant qui va de l'aile gauche qui commence par une valve d'isolement jusqu'à la valve d'isolement de l'aile droite. De cette pipe, des branchements et des tuyaux qui vont vers les différents réservoirs, pour les remplir à travers des valves d'admission.

Dans chaque réservoir le tuyau est divisé en un certain nombre de petits tuyaux. À la fin de chacun de ces petits tuyaux finissent par un diffuseur.

III-1-2-2- REFUEL ISOLATION VALVE (la valve d'isolation) :

La valve d'isolement de remplissage est installée au centre de chaque accouplement de remplissage/vidange.

La valve est électriquement commandée mais à commande hydraulique. Quand la valve est activée et une pression ou une aspiration est appliquée, la valve s'ouvre.

Si la valve ne s'ouvre pas électriquement, on utilise un bouton pour l'ouvrir manuellement.

Un Switch est installé avec la valve qui surveille la pression de carburant.

III-1-2-3-TANK INLET VALVE (valve d'admission du réservoir) :

Chaque valve d'admission de réservoir a un axe qui passe par le longeron arrière.

Excepté le Valve-axe d'admission de trim tank qui passe par le fond du Trim tank.

III-1-2-4-Surge pressure relief valve (valve de contrôle de la pression)

Au cours du remplissage, la valve de surpression assure que la pression dans la galerie de carburant est dans les limites.

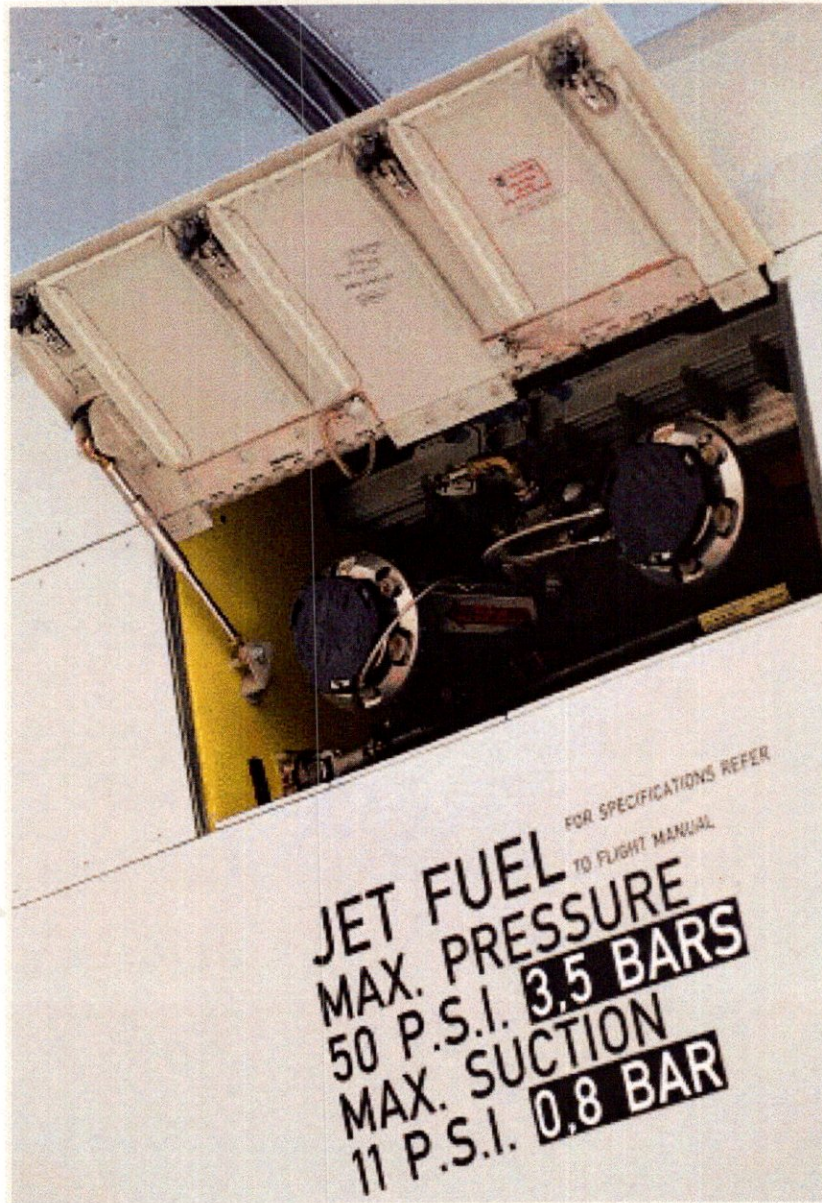
III-1-2-5-Depressurizing valve (valve de dépressurisation)

Une valve de dépressurisation est installée sur la galerie de remplissage dans le réservoir intérieur droit seulement.

Après qu'une opération de remplissage soit accomplie, la valve réduit la pression restante dans la galerie dans le réservoir intérieur.

III-1-2-6-PRESSURE SWITCH (commutateur de pression)

Un commutateur de pression, qui se trouve à la galerie de remplissage, est installé au mur d'arrière de section centrale d'aile.



Coupling de Remplissage/Vidange

III-1-2-9-REFUEL/DEFUEL PANEL PREPARATION (préparation du panneau de remplissage du fuel)

Quand la porte du panneau de commande est ouverte, elle actionne un microswitch. Le micro switch envoie un signal au FCMC pour alimenter le circuit électrique du système de fuel.

Avant tout travail est effectué, un test de haut niveau doit être fait. Lorsque le bouton-poussoir est pressé, tous les lumières change d'état. si le test est bon tous le circuit s'active.

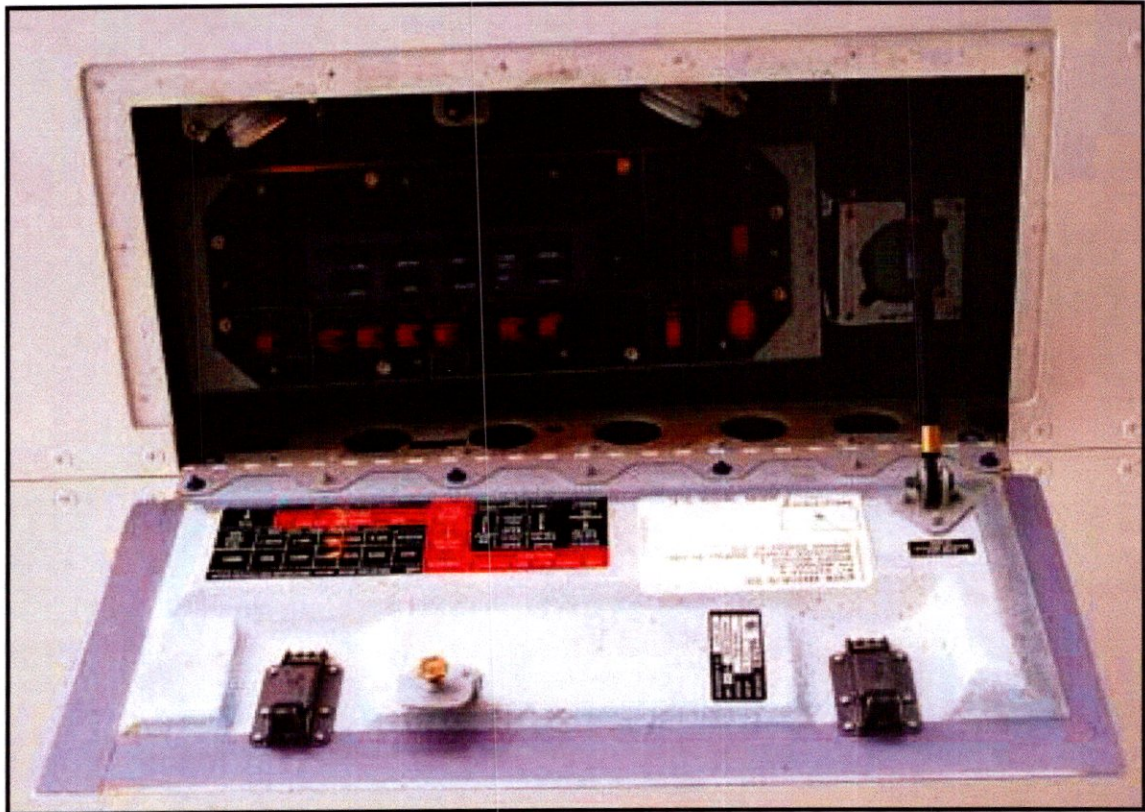
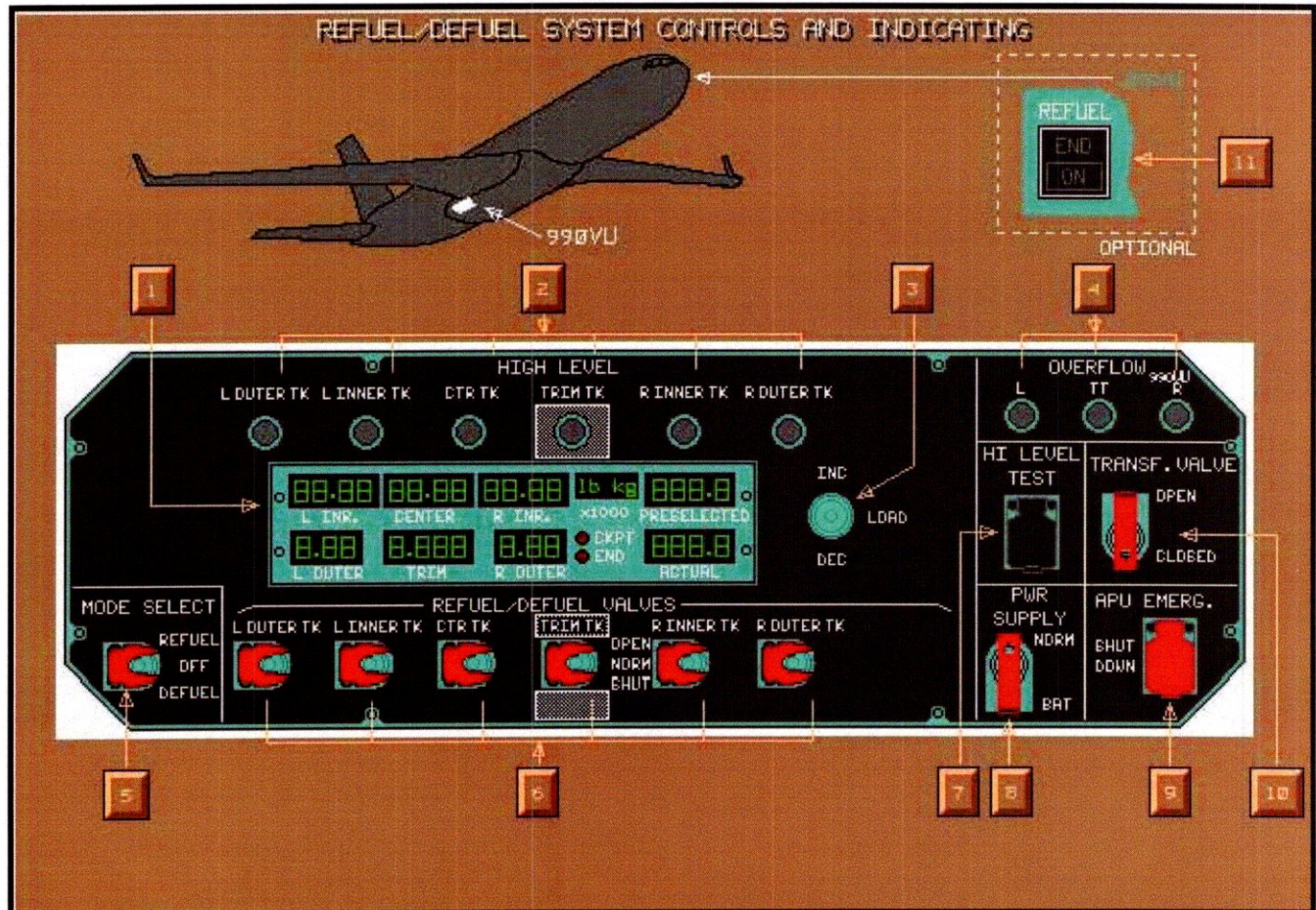


Photo du panneau de commande de carburant

III-1-3-LE SYSTEME DE COMMANDE ET D'INDICATION DU REMPLISSAGE / VIDANGE:

Un panneau de réapprovisionnement en combustible est placé sur le fuselage sous l'aile droite. Un deuxième et/ou troisième panneau est installé près des couplages de réapprovisionnement en combustible.



Panneau de commande de Remplissage/Vidange

III-1-3-1-FUEL QUANTITY INDICATOR : (indication de la quantité de carburant)

Le jaugeur de carburant (FQI) montre la quantité de carburant dans chaque réservoir, de tout le carburant réel dans l'avion, et du carburant présélectionné.

Le mot « END » s'allume quand l'alimentation par carburant est achevée. Il clignote en cas de mauvais fonctionnement. Le mot « Cockpit » s'allume si au cockpit est sélectionné le contrôle de remplissage.

III-1-3-2-HIGH LEVEL LIGHTS : (niveaux élevés)

Les indicateurs de niveaux élevés s'allument en bleu si leurs sondes sont humides. Chaque lumière a un filament, on presse pour le tester facilement.

III-1-3-3-REFUEL LOAD INCREASE/DECREASE SWITCH (switch de sélection de quantité du carburant à remplir)

Ce commutateur choisit la quantité de combustible pour le remplissage automatique. C'est indiqué dans la fenêtre PRESELECTED dans le panneau. La charge présélectionnée peut être augmentée ou diminuée en utilisant ce switch.

III-1-3-4-OVERFLOW LIGHTS (LUMIÈRES DE DÉBORDEMENT)

Des lumières ambrées s'allument sur les indicateurs OVERFLOW si leurs sondes sont couvertes par le carburant, chaque lumière a un filament, on presse pour le tester facilement.

III-1-3-5-MODE SELECTOR (SÉLECTEUR DE MODE)

Le sélecteur de mode est gardé en position OFF. Lorsqu'il est réglé pour se réapprovisionner en carburant ou vidange il active la valve d'isolation du remplissage. Avec le sélecteur sur la position REFUEL, les Valves d'admission fonctionnent, automatiquement ou manuellement, en fonction de leur position de l'interrupteur.

Lorsque le mode SELECT est en DEFUEL position, les valves de remplissage/vidange peuvent être s'ouvrir ou si nécessaire les fermés.

III-1-3-6-REFUEL/DEFUEL VALVE SWITCHES : (commutateurs de remplissage/vidange de valve)

Il y a un commutateur de remplissage/vidange de valve par réservoir. Gardé en position de NORME, il commande automatiquement sa soupape d'admission selon sa position.

Avec le commutateur de remplissage/vidange de valve en position SHUT, la soupape d'admission est toujours fermée.

Quand un commutateur est placé sur OPEN, la valve d'admission s'ouvre si selector mod est sur remplissage ou vidange.

Dans le mode de remplissage, la valve se ferme si à niveau élevé est détecté dans son réservoir de carburant.

Le remplissage de réservoir trim tank est seulement possible si les réservoirs intérieurs ou centraux reçoivent le carburant simultanément.

La vidange des réservoirs des réservoirs des ailes est seulement possible si le réservoir d'équilibre est vide.

III-1-3-7-HIGH LEVEL TEST PUSHBUTTON :(test du bouton niveau élevé)

Lorsque le test de bouton-poussoir de HIGH LEVEL est pressé, tous les lumières des hauts niveaux et OVERFLOW s'allument, si leurs circuits et les capteurs sont utilisables ou non déjà à un niveau élevé.

Aussi, au FQI, END CKPT s'allume pendant 8secondes. Ce test doit être effectué avant chaque remplissage ou vidange.

III-1-3-8-POWER SUPPLY SWITCH (commutateur d'alimentation d'énergie)

Le commutateur d'alimentation est normalement gardé dans la position NORM. Dans cette position, le remplissage et le vidange sont alimentés par une alimentation externe connectée ou APU générateur en ligne. Si l'alimentation est en position de BAT, le remplissage et le vidange sont alimentés par des batteries 1 et 2.

III-1-3-9Auxiliary power unit (APU) emergency SWITCH : (commutateur d'urgence APU)

Lorsque le bouton l'APU d'urgence est pressé, l'APU s'arrête. Il est utilisé si un déversement de carburant ou débordement se produit, ou tout autre état d'urgence.

- l'unité de pompe de refuelling est reliée à l'installation au sol.

Sous le capot de carénage de fuselage, ouvrir la trappe du panneau de commande de refuel/defuel 990 vu.

Si le courant électrique externe ou le courant électrique d'APU n'est pas disponible, il est également possible d'utiliser les batteries de l'avion.

Tout d'abord, un essai doit être exécuté.

- les lumières à niveau élevé et de débordement le CKPT et END au panneau de FQI changent l'état.
- les affichages de quantité de carburant, présélectionnée et réels s'affichent toutes les huit.

Quand le contact d'essai est libéré, après quelques secondes, toutes les lumières et affichages de quantité revenir à leur état initial.

- Avec le commutateur de charge, augmenter la quantité présélectionnée jusqu'à la charge nécessaire de carburant. Comme exemple 74 tonnes.
- S'assurer que tous les commutateurs de remplissage/vidange de valves sont en position de norme.
- Placer le sélecteur de mode de fonctionnement dans la position REFUELING

La pompe sur le dispositif de pompage au sol peut être démarrée. Surveiller que l'indication de quantité de carburant augmente.

Tous les réservoirs se remplis simultanément.

L'indication réelle augmente ainsi que les quantités de réservoir.

Si le remplissage se fait par seulement du coté droite, les réservoirs de carburant droite seront remplies avant les gauches.

Quand un réservoir est plein, l'indicateur high level s'allume. par exemple, le réservoir externe gauche. Sa soupape d'admission se ferme. Le réservoir externe droit est également plein.

Aucun carburant n'est envoyé au réservoir central, Car la quantité présélectionnée est de 74 tonnes, mais il y a du carburant dans le réservoir d'équilibre.

Les réservoirs intérieurs continuent à remplir. Le F.C.M.C. contrôle la distribution du carburant dans les différents réservoirs.

Le réservoir intérieur gauche est plein. (La lumière à niveau élevé bleue de réservoir intérieur gauche est allumée). Maintenant, les réservoirs d'ailes sont pleins.

Le remplissage s'arrête automatiquement et le mot END s'allume; les affichages « réels » et « présélectionné » conviennent et sont stables avec une tolérance de 200 kilogrammes.

- Arrêter la pompe sur le dispositif de pompage au sol.

- Sur le panneau de commande de remplissage/vidange, placer le sélecteur de mode de fonctionnement à hors circuit.

Tous les valves commencent a revenir a la position normal, la trappe de panneau est fermée.

- Démontez les tuyaux de fourniture en combustible des couplages de remplissage/vidange d'aéronefs, et réinstallez les capuchons de couplage.
- Fermez le panneau d'accès.
- Enlevez la plate-forme.
- Déconnectez la terre/câbles de liaison.
- Sinon nécessaire, désactivez les circuits électriques d'aéronefs. Mettez les cales entaille en leur position originale.
- Vérifiez que le secteur est propre et dégagé de n'importe quel équipement.

III-1-5-Vidange :

Le système de vidange de carburant utilise les mêmes valves de carburant et lignes de carburant que le système de remplissage. Les aéronefs peuvent être vidangés par un ou plusieurs des adaptateurs de tuyau de réapprovisionnement en combustible. Mais quand seulement un adaptateur sur un couplage de remplissage/vidange est utilisé, ce doit être l'une UTILISATION identifiée CET ADAPTEUR DE VIDANGER.

Dans cette description, le vidange de carburant est par les quatre adaptateurs. Il y a deux procédures pour vidanger des aéronefs qui sont :

- vidange par pression.
- vidange par aspiration.

III-2-LE SYSTEME D'ALIMENTATION POUR LES REACATEURS:

III-2-1-GENERALITES :

Le système de Pompe d'alimentation Principal fournit le carburant de la Cellule de Collectionneur de Réservoir Intérieure au moteur. La valve Crossfeed divise le système d'alimentation des moteurs en deux Systèmes indépendants.

Chaque Valve LP isole L'alimentation de carburant de moteur à n'importe quelle fermeture (arrêt) (la procédure normale) ou en cas d'urgence (la procédure de feu de moteur).

III-2-2-LES ELEMENTS DU SYSTEME D'ALIMENTATION DES MOTEURS :

III-2-2-1-Les pompes :

L'élément de pompe d'alimentation est placé dans une boîte attachée au fond de l'aile. Les pompes Principales et de Réserve et les boîtes sont s assemblés de la même manière, et sont interchangeable.

La pression de production de pompe est 20 Psi (1.38 Barre) avec un flux nominal de 13638litres/heures.

III-2-2-2- Canister check valve : (les boites contenant les pompes)

La boîte a deux sorties: la sortie supérieure de la boîte métallique est reliée à la ligne d'alimentation de moteur et contient un clapet anti-retour.

Un clapet anti-retour à ressort est attaché à la sortie inférieure qui fournit le carburant pressurisé à la pompe.

Quand une pompe n'est pas en fonction, les deux clapets anti-retour empêchent n'importe quelle inversion d'écoulement de carburant par cette pompe.

Quand les pompes qui contiennent le collecteur étant hors circuit (sur le sol), le clapet anti-retour à ressort empêche la décharge de carburant par différence de niveau de la cellule de collecteur dans le réservoir intérieur.

III-2-2-3-Jet pump : (pompe à jet)

Elle amplifié le flux du carburant fournit a travers le bec et il cause une aspiration du carburant du réservoir intérieur et elle fournit le carburant à la cellule de collecteur. Elle veille que la cellule de collecteur est maintenue pleine du carburant légèrement pressurisé.

Cette pression de carburant est limitée au maximum 5 Psi (0.34 bar).

La surpression est empêchée en déchargeant le carburant de nouveau dans le réservoir par des trous au dessus de la cellule.

III-2-2-4-Pressure switch :(Commutateur de Pression)

Le Commutateur de Pression contrôle la pression de production de la pompe d'alimentation liée. Il est installé sur l'arrière de l'aile.

Le mécanisme de commutateur détecte une baisse de pression quand la pression est moins de 6 Psi (0.41 Barre).

III-2-2-5- contrôle des pompes :

Chaque pompe à essence a son circuit relatif de contrôle et d'indication.

L'état normal, seulement les pompes principales fonctionnent.

La pompe de réserve démarre automatiquement par logique de commande d'aéronefs si une pompe principale défaille.

L'échec de pompes d'aile exige une action d'équipage.

Note : Dans la configuration d'urgence, seulement la pompe principale gauche 2 est disponible. La pompe principale droite 2 est dans la réserve.

III-2-2-6-Thermal relief valve (valve de sécurité)

Une valve de sécurité est installée dans le tube d'alimentation de carburant dans la cellule de collecteur. Elle empêche trop de pression dans la ligne d'alimentation de moteur.

La valve libère le carburant dans la cellule de collecteur si la pression est plus grande que 40 Psi (barre 2.75).

III-2-2-7-Air release valve : (valve de dégagement d'air)

Une valve de dégagement d'air est installée avant la valve de LP .Elle libère l'air attrapé dans la ligne d'alimentation de carburant de moteur. En amont de chaque cellule de collecteur, une autre valve de dégagement d'air est placée dans le tube d'alimentation, pour permettre n'importe quel air emprisonné, par la valve d'avance transversale dans la pipe pour s'échapper.

III-2-2-8-Wing crossfeed valve :

Une valve d'avance transversale d'aile est installée dans la ligne de carburant, dans le réservoir central.

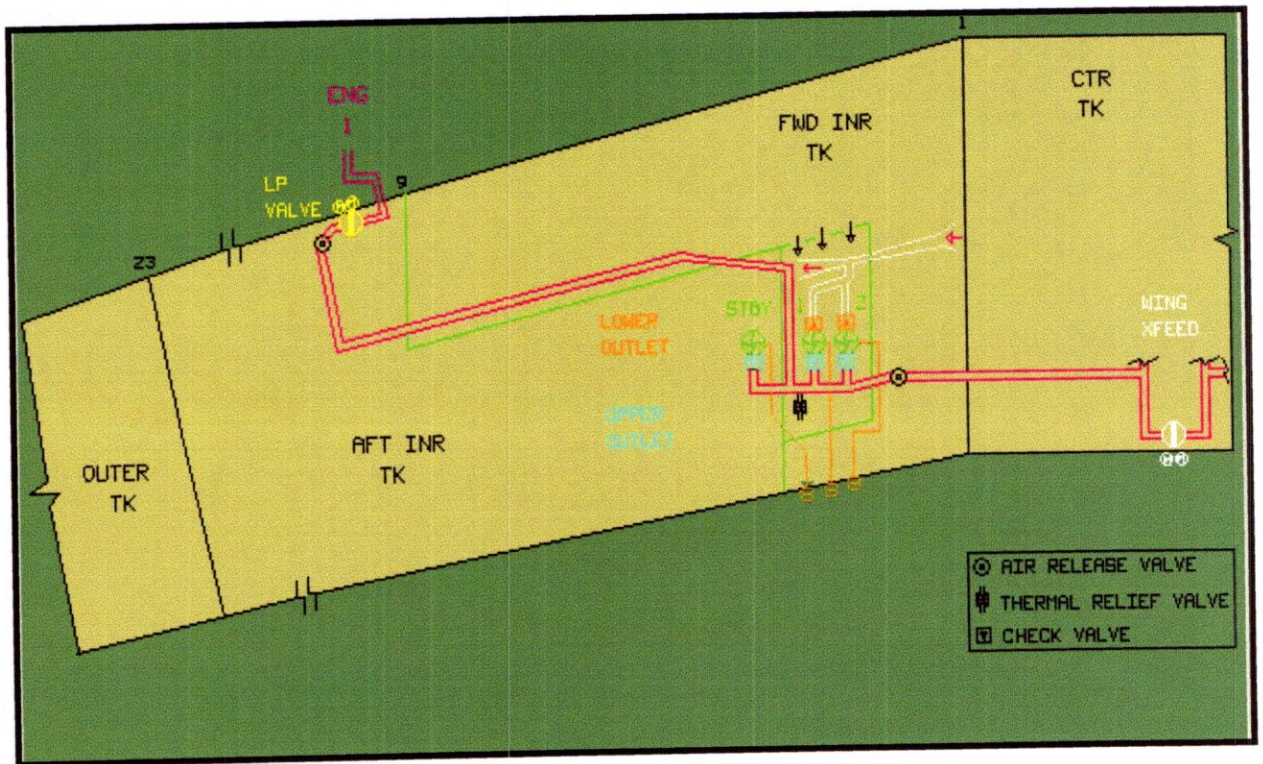
La valve d'avance transversale est conduite par un vérin de deux moteurs monté extérieurement sur le longeron arrière.

Les moteurs électriques sont alimentés à partir des sources d'énergie séparées. La valve d'avance transversale d'aile est manuellement contrôlée.

III-2-2-9-Lp valve :

La valve de L.P. est installée sur le longeron avant d'aile intérieure de réservoir, dans la ligne d'alimentation au moteur.

Chaque valve de LP a un vérin avec 2 moteurs électriques, qui obtiennent leur alimentation d'énergie d'une source différente.



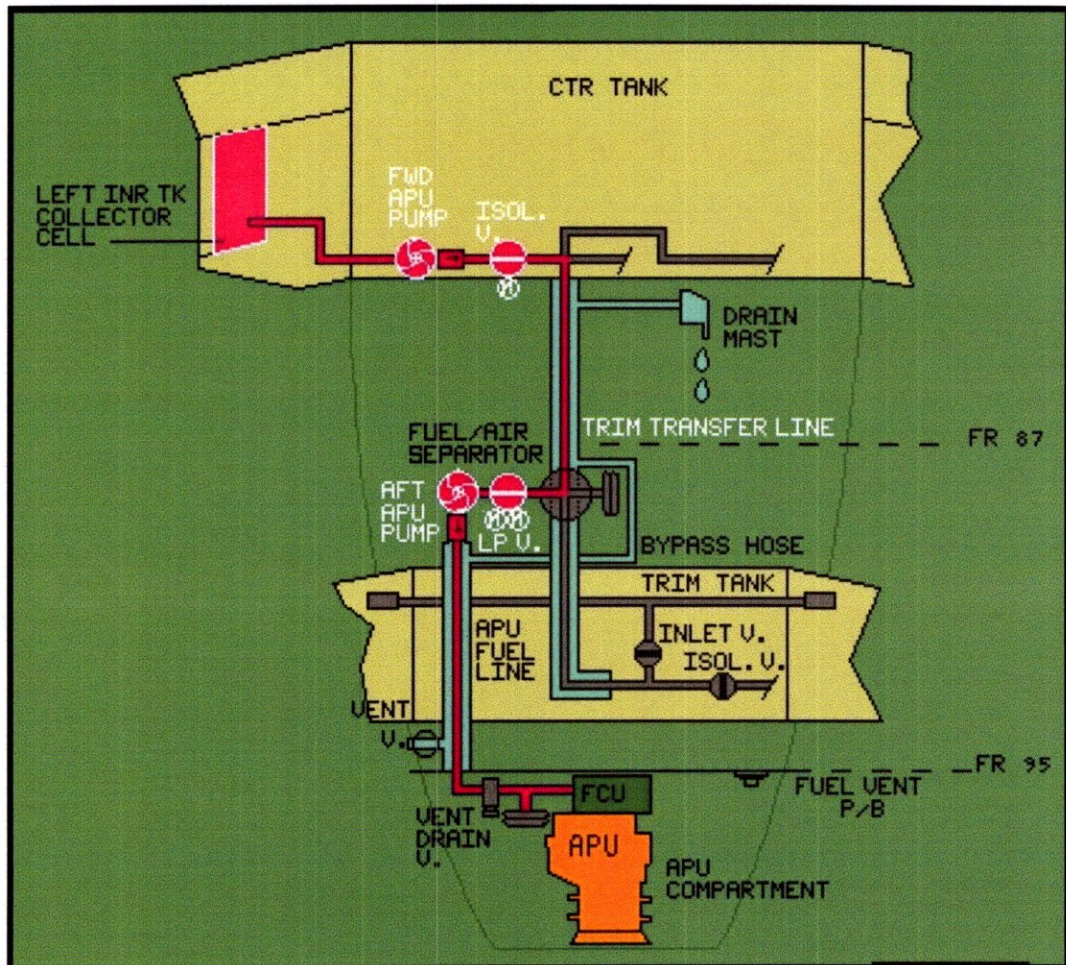
Alimentation des réacteurs

III-3-SYSTEME D'ALIMENTATION D'APU :

III-3-1-Généralités :

L'alimentation en combustible de l'APU provient du réservoir intérieur gauche avec la pompe avant d'APU.

La pompe arrière d'APU prend son carburant de la ligne de transfert de trim tank. Normalement une pompe fonctionne seulement à la fois.



Circuit Alimentation APU

III-3-2-LES COMPOSANTES DU SYSTEME D'ALIMENTATION APU :

III-3-2-1-Les pompes :

La pompe avant d'APU est installée dans une boîte métallique boulonnée sur le longeron arrière de réservoir central, et la pompe arrière d'APU dans une boîte métallique attachée à l'APU LP VALVE et boulonnées sur la structure du fuselage.

Les deux pompes sont alimentées par une puissance monophasée de 115 vac.

III-3-2-2-Les valves :

La valve d'isolement de carburant est installée sur le longeron arrière de réservoir central, et contrôle l'écoulement du combustible entre le réservoir intérieur avant et la ligne de transfert de trim tank. La valve avant est installée entre le FUEL/AIR SEPARATOR et la pompe arrière d'APU. Les commutateurs de position surveillent chaque position de valve et transmettent des signaux au FCMS et au système d'acquisition de données.

III-3-2-3-Fuel/Air Separator :(séparateur carburant/air)

Le séparateur de carburant/air, installé dans la ligne de transfert de carburant de Inner tank entre les parties 87 et 88, conserve suffisamment de carburant pour le fonctionnement de l'apu, si l'air entre dans la ligne de transfert.

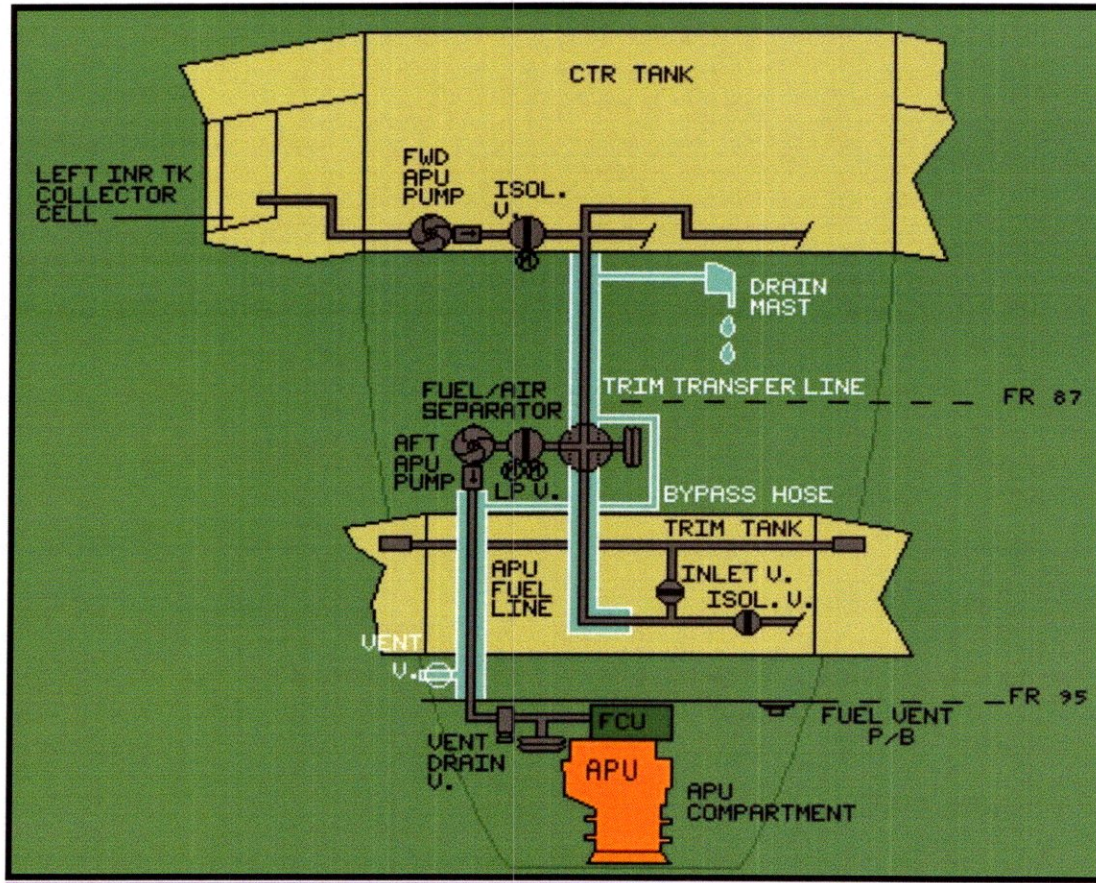
III-3-2-4-Drainage : (Purges)

Un système double-enveloppé de tube se déploie suivant la ligne de transfert d'équilibre et la ligne de carburant d'APU.

Une sortie de mise à l'air libre reliée à la peau de fuselage à côté de l'armature 95, permet toute fuite de carburant pour évacuer au plus bas grâce au vidange.

III-3-3- Fonctionnement normal de l'APU

L'opération de pompes et de valves est contrôlée par des relais d'aéronefs sous APU FUEL DEMAND LOGIC et conditions de fonctionnement.



Drainage du système alimentation APU

III-3-4-ECHEC DES POMPES

Le commutateur de la ligne de transfert vers le trim tank surveille s'il y a une basse pression de pompe avant d'APU.

Si une basse pression est détectée (la ligne de transfert d'équilibre pression < barre 22 PSI/1.5), la logique de relais d'aéronefs met en marche la pompe arrière d'APU après des 3 seconde de temps.

Si une basse pression est détectée, le signal est envoyé dans la boîte de contrôle électronique d'APU et au FCMC.

A FUEL LO PR apparait su la page APU.

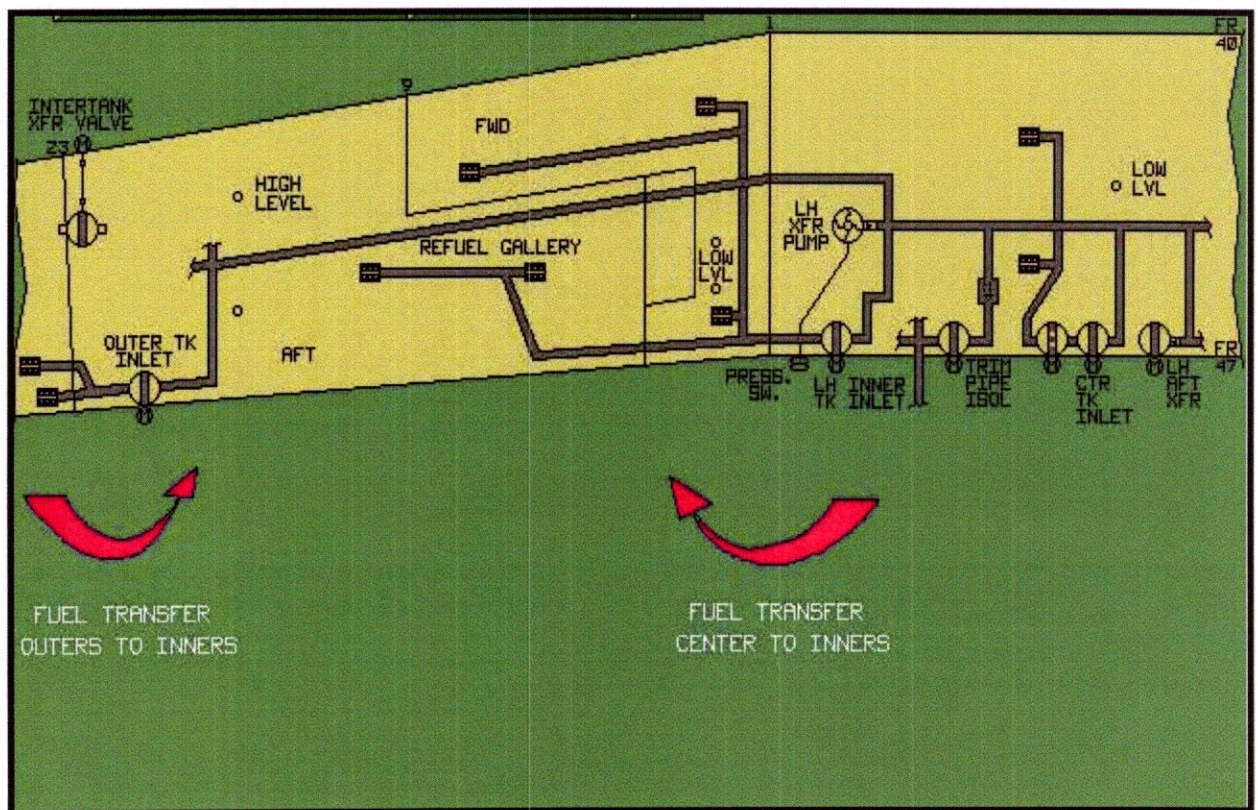
III-4-SYSTEME DE TRANSFERT PRINCIPAL DE CARBURANT

III-4-1-GÉNÉRALITÉS

Le système de transfert principal de carburant contrôle le transfert et l'écoulement du carburant des réservoirs centraux et externes aux deux réservoirs intérieurs. Généralement contrôlé automatiquement, mais il peut être actionné manuellement si nécessaire.

Le système emploie des pompes pour déplacer le carburant du centre aux réservoirs intérieurs.

Il emploie la pesanteur pour déplacer le carburant de l'externe aux réservoirs internes.



Système de transfert principal

III-4-2-LE SYSTEME DE TRANSFERT ET SES ELEMENTS :

III-4-2-1-Pompes de transfert

Chacune des deux pompes de transfert est attachée au fond du réservoir central dans une boîte métallique. La pipe de sortie de la boîte métallique contient un clapet anti-retour en cas de problème. Si la pression de pompe diminue à plus moins de 6 Psi (0.41 barre), le manomètre envoie un avertissement.

III-4-2-2-Valves d'admission des réservoirs intérieurs :

Une valve d'admission pour chaque réservoir intérieur contrôle indépendamment l'écoulement du carburant de la galerie de réapprovisionnement en combustible au réservoir intérieur.

La soupape d'admission intérieure de réservoir, avec son vérin, est boulonnée au longeron arrière de réservoir central.

III-4-2-3-Valves de transfert entre réservoirs :

Une valve de transfert d'Inter tank est installée dans chaque aile, pour contrôler l'écoulement du carburant du réservoir externe au réservoir intérieur.

Un vérin actionne la valve de transfert d'Inter tank par un arbre d'entraînement. Le vérin est installé sur le longeron avant d'aile.

L'équilibre latéral est maintenu par le fonctionnement simultané de ces valves.

III-4-3-TRANSFERT AUTOMATIQUE :

III-4-3-1-Transfert du réservoir central vers le réservoir interne :

Si le réservoir central a été réapprovisionné en combustible, les deux boutons qui commandent les pompes de réservoir central sont actionnés avant le vol.

Les deux pompes de transfert fonctionnent sans interruption jusqu'à ce que le réservoir central soit vide.

Quand il atteint un certain niveau avant le plein (2500l) le FCMS ouvre la valve d'admission du réservoir interne.

Le carburant commence à couler dans le réservoir intérieur à partir du réservoir central.

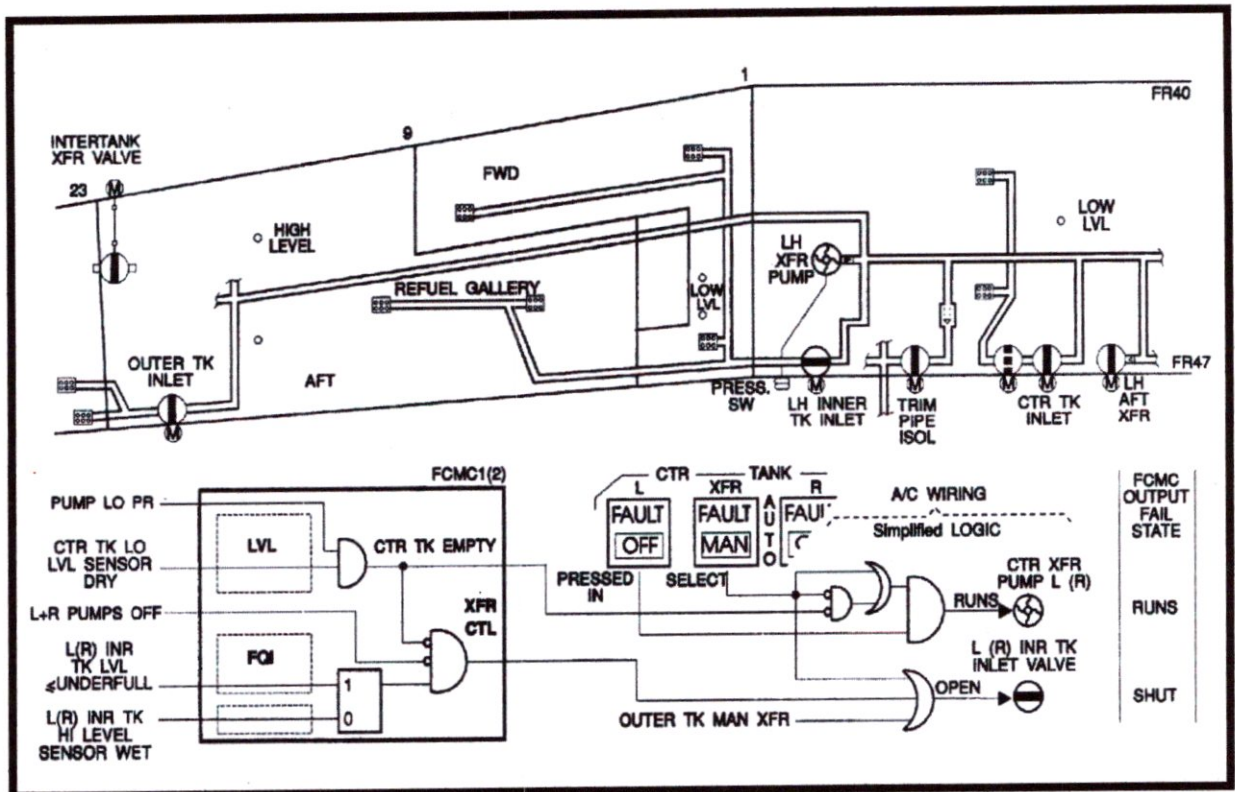
Le transfert de carburant continue jusqu'à ce que le capteur à niveau élevé dans le réservoir intérieur devienne humide.

Quand un capteur à niveau élevé de réservoir intérieur est humide, le FCMS ferme la valve d'admission du réservoir interne.

Quand le niveau chute encore à Underfull (avant le plein), la soupape d'admission intérieure de réservoir se rouvre.

Indépendamment pour chaque aile, ouvrir-et-fermer le cycle continue jusqu'à ce que le réservoir central soit vide.

Le FCMS arrête les deux pompes de transfert et ferme les deux soupapes d'admission intérieures de réservoir quand il atteint un niveau bas et les pompes sont à pression bas.



Transfert du réservoir central vers le réservoir interne

III-4-3-2-Transfert du réservoir externe vers le réservoir interne :

Le transfert de carburant à partir des réservoirs externes aux réservoirs intérieurs se produit quand la quantité de carburant dans un réservoir intérieur chute.

Si les réservoirs intérieurs sont menés à 3500 kilogrammes le FCMS ouvre les deux valves de transfert d'Intertank.

Ce transfert de carburant par gravité continue jusqu'à ce que la quantité du réservoir intérieur grimpe jusqu'à un autre seuil.

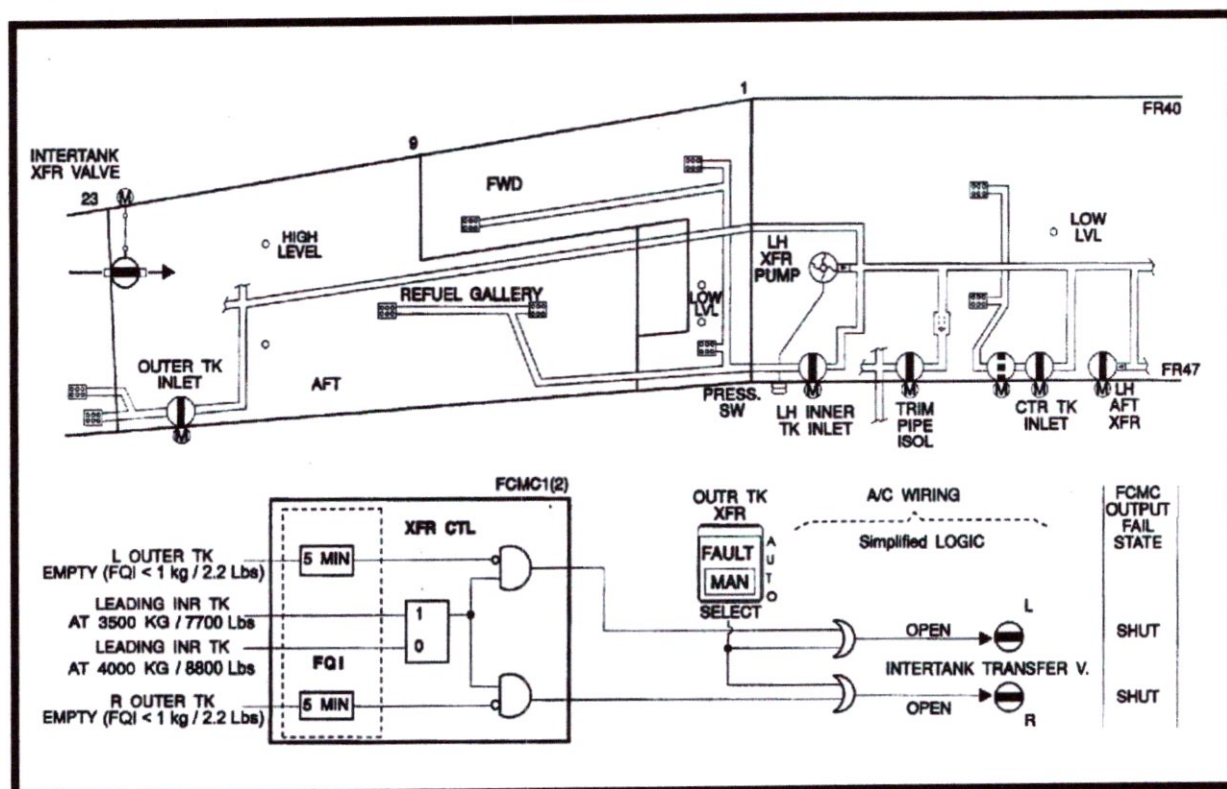
Quand la quantité du réservoir intérieur grimpe jusqu'à 4000 kilogrammes, le FCMS ferme les deux valves de transfert d'Intertank.

Les valves rouvrent quand le niveau intérieur de réservoir chute encore.

Ceci ouvrir-et-ferme le cycle continue jusqu'à ce que les deux réservoirs externes soient vides.

Quand un réservoir externe reste sec pendant 5 minutes, la valve de transfert relative d'Intertank est fermée.

Note : Si la pompe de transfert de réservoir d'équilibre est inopérante, le TRANSFERT EXTERNE se produit entre la quantité intérieure de 4000 et 4500 kilogrammes.



Transfert du réservoir externe vers le réservoir interne

III-4-4-TRANSFERT MANUEL :

III-4-4-1-Réservoir central

On presse le bouton MAN du transfert de réservoir centrale qui va laisser le déplacement du carburant du réservoir centrale vers le réservoir interne.

Dans ce cas-ci, il est nécessaire de surveiller soigneusement cela :

- il y aura pas un débordement du carburant (parce que les soupapes d'admission intérieures de réservoir restent ouvertes sans protection à niveau élevé).
- la pompe de transfert ne fonctionne pas pendant une longue durée dans un réservoir sec (ils doivent être coupés manuellement).

III-4-4-2-Réservoir externe

On presse le bouton MAN du transfert de réservoir externe qui va laisser le déplacement du carburant du réservoir externe vers le réservoir interne.

Note : Dans les deux transferts manuels, il faut que le transfert du réservoir d'équilibre est empêché.

III-4-5-Le transfert du carburant au sol

Il est possible de faire un transfert au sol à partir des réservoirs centraux ou intérieurs à tous les réservoirs. Sauf le réservoir d'équilibre. Le FCMS doit être allumé.

III-4-5-1-Transfert de réservoir interne :

- Ouvrir le panneau de remplissage/vidange
- On choisit le mode remplissage 'REFUEL MOD' et on met le commutateur de transfert sur 'OPEN'
- On ouvre les commutateurs de transferts correspondants
- On allume les pompes principales ou bien les pompes de réserve.
- On ouvre la valve crossfeed.

Note : le commutateur TRANSFVALVE ouvre la valve de transfert seulement si les pompes (principales ou de réserve) sont en marche).

III-4-5-2-Transfert de réservoir central :

Ouvrir le panneau de remplissage/vidange

- on choisit le mode remplissage 'REFUEL MOD' et on met le commutateur de transfert sur 'OPEN'.
- on ouvre les commutateurs de transferts correspondants

Les valves de transfert ne s'ouvrent pas mais les valves d'admission vont être en mode remplissage.

- Les pompes principales sont en OFF et les pompes de transferts sont en ON.

III-5-LE SYSTEME DE TRANSFERT DE TRIM TANK :

III-5-1-Préparation dans le cockpit :

L'avion est électriquement actionné et APU fonctionne. Des moteurs ne sont pas encore démarrés. Maintenant les moteurs exploitent et fournissent tous les circuits de bord, APU peuvent être arrêtés. L'avion est prêt pour décoller.

III-5-2-Transfert du réservoir central vers le réservoir interne :

Pendant la montée les moteurs brûlent le carburant du réservoir intérieur jusqu'à le transfert du réservoir central aux inner tank soient accomplies.

Le transfert de centre aux intérieurs permettent au réservoir central d'être vidé d'abord afin de diminuer le moment de flexion de racine d'aile.

Les transferts commencent quand le niveau de carburant intérieur de réservoir est au-dessous des -2000 kilogrammes et arrêts à niveau élevé quand les sondes à niveau élevé sont humides ou le réservoir central est vide.

III-5-3- Contrôle automatique du centre de gravité :

Le contrôle automatique du position du centre de gravité (CG.) est disponible quand l'avion s'élève au-dessus de FL255 et il termine en lançant des transferts vers l'avant, jusqu'il descend au-dessous de FL245, ou bien l'avion est a moins de 30 min de sa destination. Les transferts de carburant automatiques du réservoir d'équilibre sont employés pour placer le centre de gravité actuel sur CG cible.

Des données de ZFCG et de ZFW ont été précédemment saisies par l'équipage sur le MCDU

III-5-4- Le transfert arrière :

Normalement seulement un transfert arrière par vol est exigé, si l'avion passe FL255, le CG est vers l'avant par plus de 0.5% et le réservoir d'équilibre n'est pas plein.

Ce transfert s'arrête quand le réservoir d'équilibre est plein ou le CG est vers l'avant du CG cible ou le réservoir intérieur en-dessous de 6250 kilogrammes

III-5-5-Inner tank fuel burn :(consommation du fuel dans le réservoir interne) :

Quand le réservoir central est vide, la plus grande quantité du réservoir intérieure est employée. Aucun transfert aux réservoirs intérieurs n'est fait jusqu'à un bon avancement dans le vol, du trim tank ou/et des réservoirs externes.

III-5-6-Le transfert avant :

Quand la majeure partie du carburant intérieur de réservoir est employée, le CG de l'avion déplace vers l'arrière, et de petits transferts vers l'avant doivent être lancés.

Des transferts vers l'avant pour la commande de CG. sont lancés quand $CG > CG \text{ cible}$. Et continuent jusqu'à $CG < \text{cible } CG - 0.5\% \text{ de } MAC$.

Quand le temps à la destination est plus moins de 30 min ou l'avions passe FL245 qu'un transfert vers l'avant continu est fait.

Il est limité à niveau élevé pour empêcher le débordement.

Le transfert de FWD est également lancé quand n'importe quel niveau intérieur de réservoir diminue à 4000 kilogrammes et continue jusqu'à ce que le niveau intérieur de réservoir atteigne 4100 kilogrammes.

III-5-7- Le transfert de réservoir externe vers le réservoir interne :

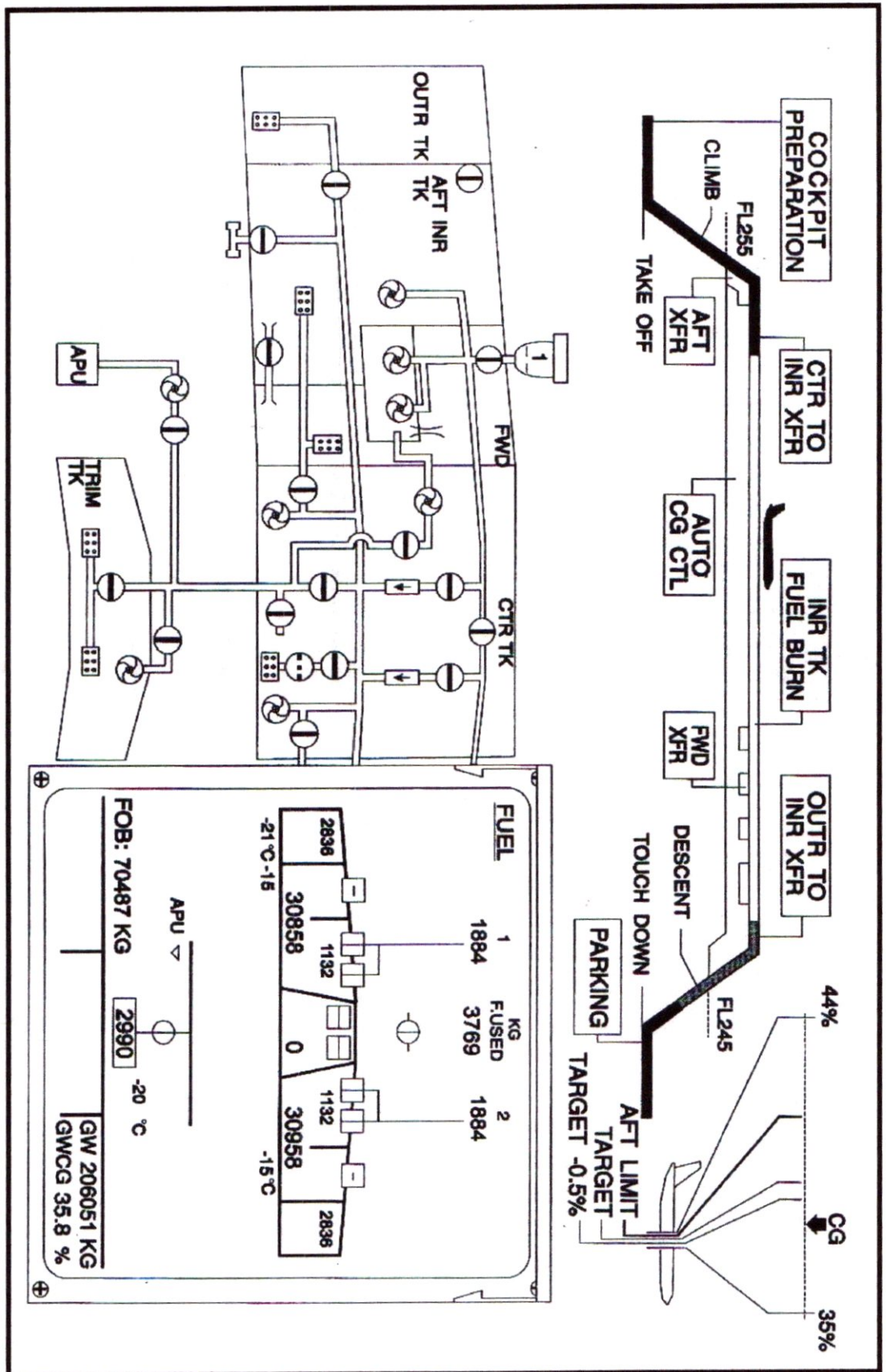
Le transfert du carburant à partir du réservoir externe au réservoir intérieur se produit tandis que le réservoir central et le réservoir d'équilibre ont été déjà vidés.

Les transferts ont lieu simultanément dans les deux ailes pour garder l'équilibre latéral.

Du réservoir Externes aux internes fait un cycle entre 3500kg et 4000kg.

III-5-8-Parking

Après le l'atterrissage l'équipage doit mettre en marche APU, et arrête les moteurs et retire les pompes sur le panneau de carburant.



Système de transfert trim tank

III-6-JETTISON SYSTEM PRESENTATION :(présentation du system de largage)

III-6-1- Le but :

Le but du système est de larguer une partie du carburant d'avions en vol en cas d'atterrissage d'urgence.

Le taux de carburant vidé est approximativement 1080 kilogrammes (2832 lbs) par minute.

III-6-2- JETTISON VALVES (les valves de largages) :

Il y a 2 valves de largage, une par aile.

La valve est installée dans la ligne de remplissage et contrôle l'écoulement dans la pipe de largage.

elles sont actionnées par des vérins et des moteurs électriques.

III-6-3-Le contrôle de largage :

Quand on appui sur les deux boutons de largage, le système s'active.

Et le mot OPEN s'allume en vert et les valves de largage s'ouvrent. Le carburant est simultanément largué des réservoirs centraux et intérieurs. Le choix de largage met en marche les 2 pompes de réserve et ouvre la valve CROSSFEED.

Le FCMS ouvre les valves de transfert AFT, et ferme toutes les valves d'admission de réservoir et permet aux valves de largage de s'ouvrir.

Note : Si le réservoir d'équilibre contient le carburant, un transfert avant au réservoir central est activé.

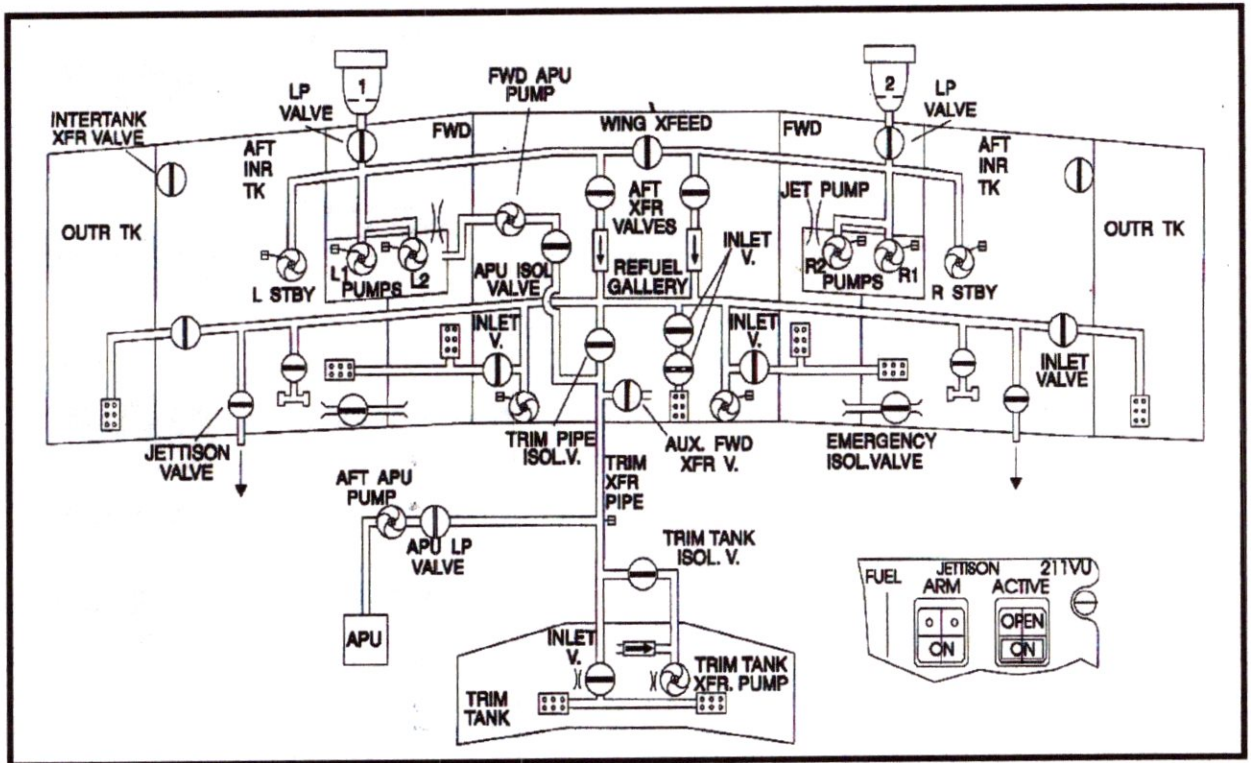
III-6-4- contrôle d'arrêt de largage :

Le système de largage peut être arrêté manuellement ou automatiquement. Le largage se termine quand :

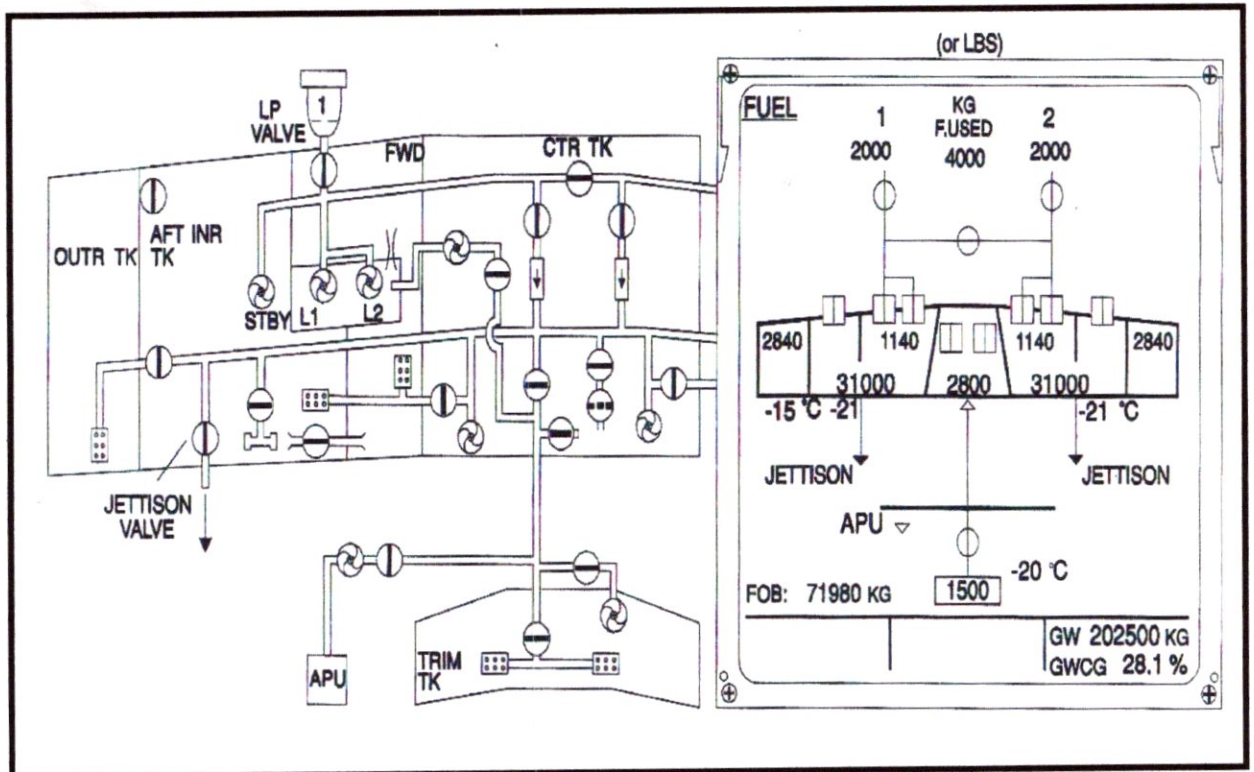
- un des deux commutateurs du LARGAGE P/B est libéré,
- poids brut final de largage d'égales de quantité de carburant (comme pre-entrer par l'équipage sur MCDU de FMGEC).
- le total des deux quantités de carburant intérieures de réservoir est plus moins de 10000 kilogrammes.

- les deux capteurs de niveau d'ETOPS deviennent secs.

Le système carburant de l'A330-200



Systeme de largage



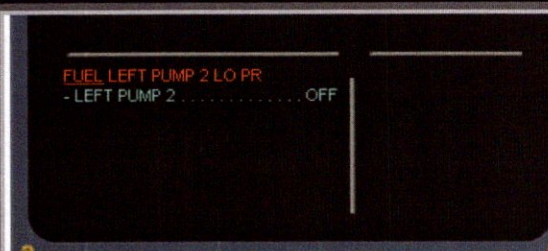
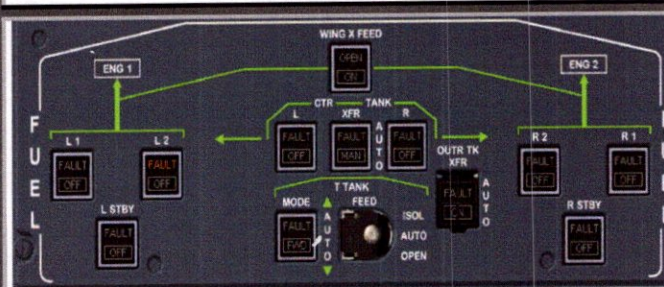
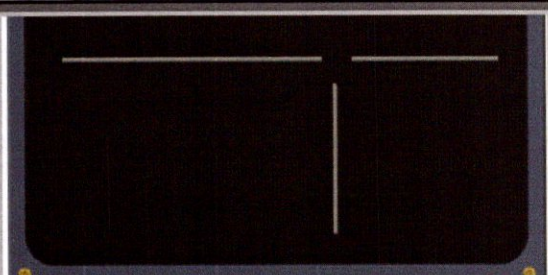
Ecam presentation

Note: la flèche de largage est seulement montrée quand le system est activé.

III-7-FONCTIONNEMENT ANORMAL :

C'est une démonstration d'un échec des pompes de réservoir de gauche.

Vous êtes dans la croisière, tous les systèmes opèrent normalement.

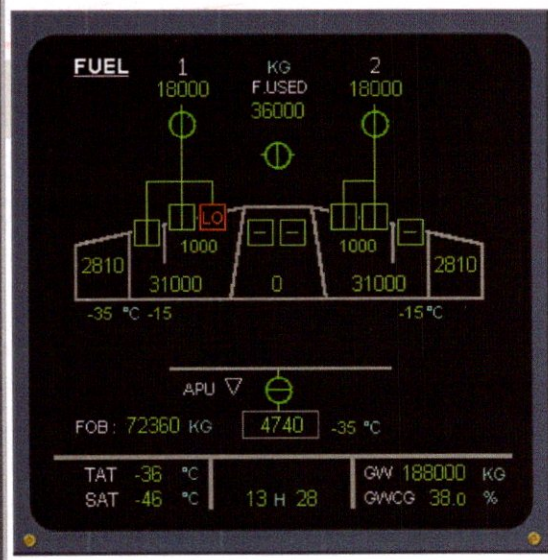


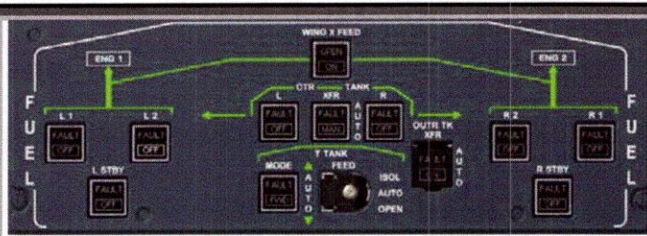
Sur l'E/WD, un titre d'échec apparaît «LEFT PUMP 2 LO PR » en lumière ambrée.

La page ECAM FUEL est automatiquement montrée.

Ce qui est noté en bleu c'est l'indication de ce qu'il faut faire.

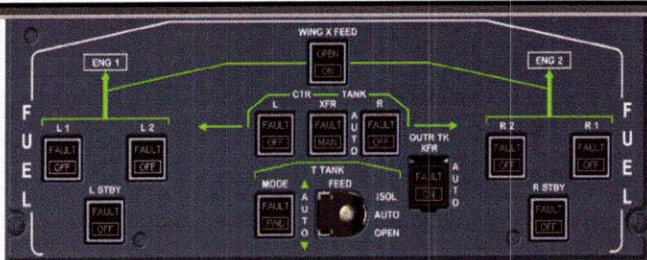
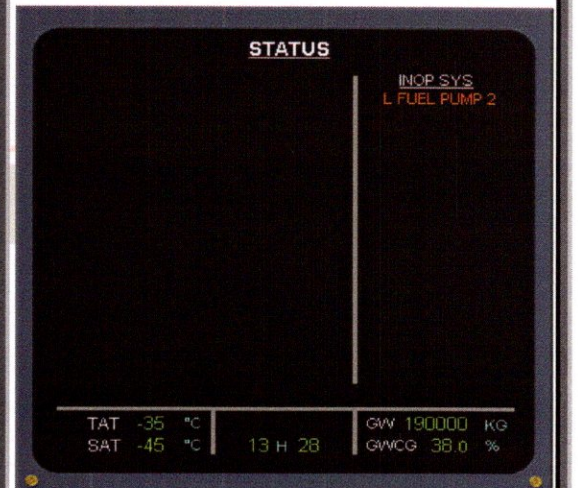
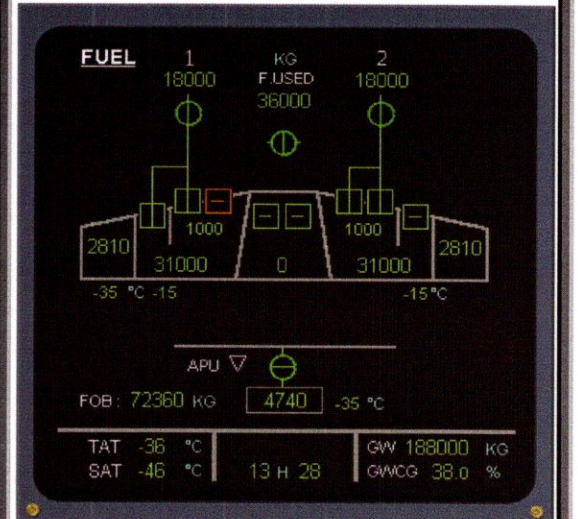
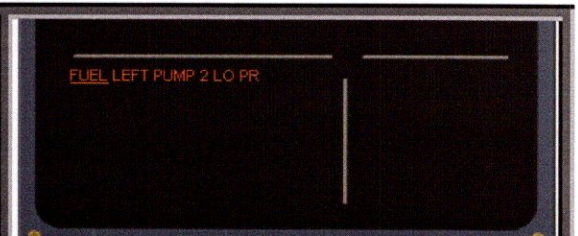
à la page d'ECAM, LO ambré signifie que la pompe est allumée, mais ne produisant pas à pression suffisante, et sur le panneau de commande de FUEL, le FAUTL de L2 devient ambré.



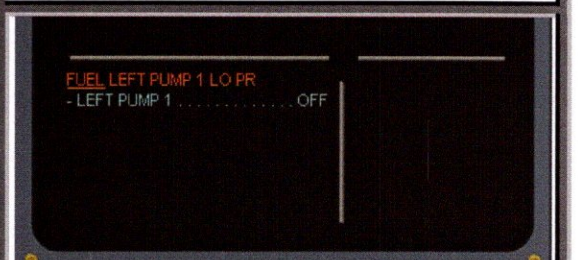


Maintenant sur L2 la lumière ambre disparaît et est remplacée par une lumière blanche sur le OFF, indiquant que la pompe a été arrêtée manuellement. Sur la page ECAM le LO en lumière ambre disparaît et est remplacé par une ligne transversale ambrée.

À la page de STATUT, la pompe à essence gauche 2 semble ambrée dans la colonne inopérante de système.



Vous continuez dans la croisière.

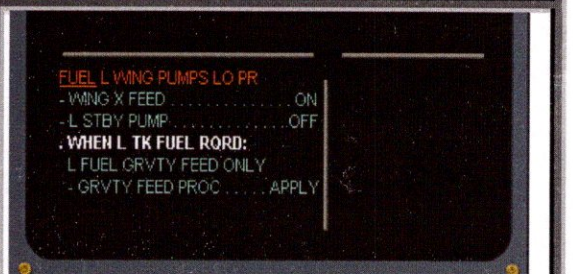
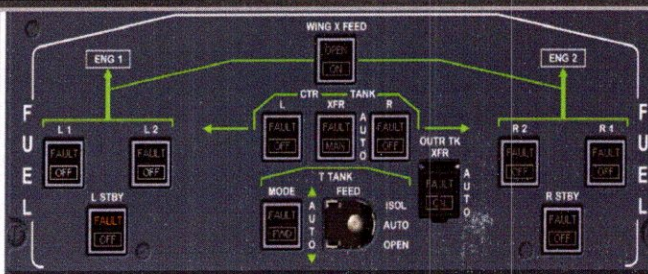


Se rappeler que la pompe à essence gauche 2 a échoué. Voyons ce qui se produit si la pompe à essence gauche 1 échoue également.

Sur l'E/WD, un titre d'échec apparaît «LEFT PUMP 1 LO PR » en lumière ambre.

À la page de STATUT, la pompe à essence gauche 1 semble ambre dans la colonne inopérante de système.

Note : avec 2 pompes sur 3 inopérants, le transfert arrière de carburant est empêché. Ainsi le message le « FUEL AFT XFR » semble ambre parce que les pompes 1 et 2 sont arrêtées.



Vous continuez dans la croisière.

Se rappeler que la pompe à essence gauche 2 et la pompe à essence gauche 1 ont échoué.

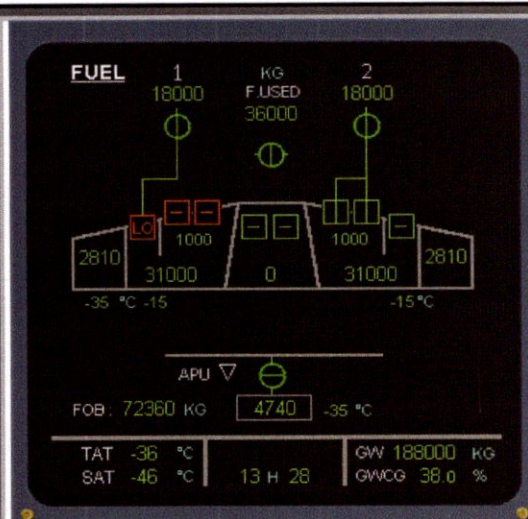
Voyons ce qui se produit si la pompe de réserve gauche échoue également.

Sur l'E/WD, un titre d'échec apparaît «LEFTWING PUMPS LO PR » en lumière ambre

Signifiant que toutes les pompes de l'aile gauche ne marchent pas.

De nouveau, la page de CARBURANT d'ECAM est automatiquement montrée.

Les indications de pompe de réserve sont les mêmes que pour les pompes gauches 1 et 2, montrés précédemment.



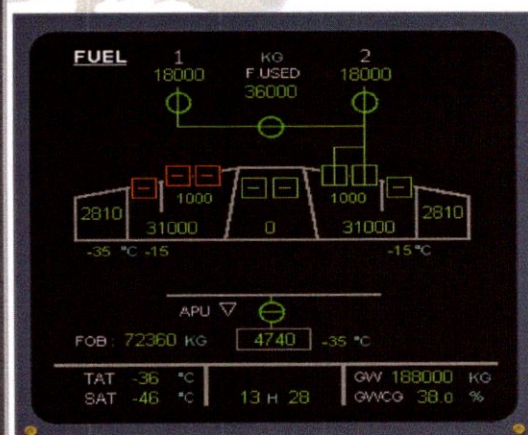
FUEL L WING PUMPS LO PR
.WHEN L TK FUEL RORD:
 L FUEL GRVTY FEED ONLY
 - GRVTY FEED PROC APPLY

Le ON sur WING X FEED s'ilumine en blanc indiquant que la valve commence a s'ouvrir.
 Sur le ECAM la valve commence à apparaitre en couleur ambre durant sa transition jusqu'à l'ouverture totale de la valve et là elle devient verte.

Ceci permet aux deux moteurs d'être alimentés des réservoirs d'aile droits.

Le carburant dans les réservoirs gauches est seulement disponible employant l'alimentation de pesanteur.

L'alimentation par gravité du réservoir gauche est exigée, par exemple pour éviter de dépasser des limites de déséquilibre de carburant.



III-8-PARTIE TECHNOLOGIE :

On cite quelque composante d'alimentation du réacteur:

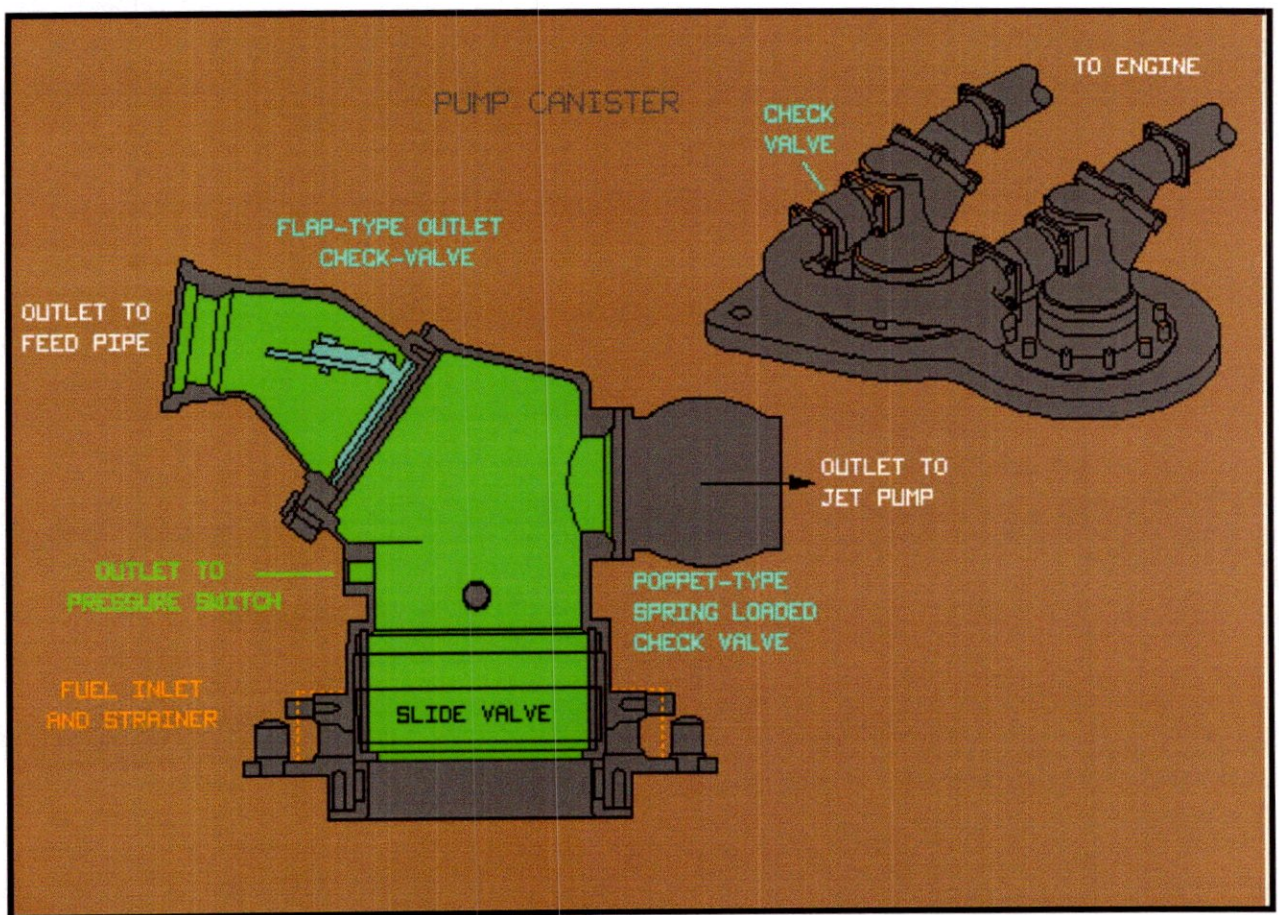
III-8-1-PUMP CANISTER :

L'arrangement de boîte métallique de pompe permet à l'élément de pompe à essence d'être remplacé quand il y a du carburant dans le réservoir intérieur. Quand l'élément de pompe à essence est remplacé, les deux clapets anti-retour et une valve de glissière scellent la boîte métallique.

Les pompes principales et de réserve sont interchangeables.

L'élément de pompe est assemblé verticalement. Le rotor est au dessus. La roue à aubes est au centre et l'inducteur est au fond. L'arbre relie les trois ensembles.

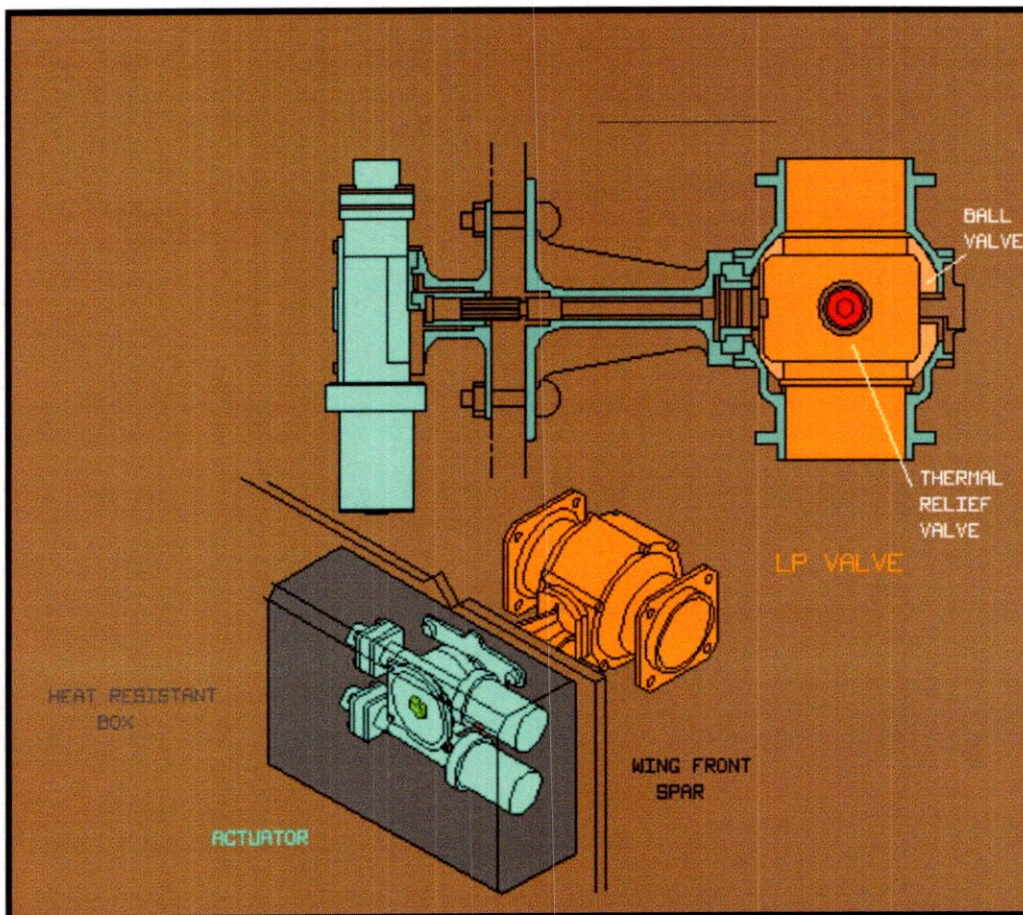
La pompe est de type centrifuge et elle est alimentée par un courant triphasé de 115 VAC



La boîte métallique qui enveloppe la pompe

III-8-2-LES VALVES D'ISOLATION :

La valve de L.P. est installée sur le longeron avant d'aile intérieure de réservoir, dans la ligne d'alimentation au moteur. Chaque valve de LP a un vérin avec 2 moteurs électriques, qui obtiennent leur alimentation d'énergie d'une source différente.



Lp valve

CHAPITRE VI

MAINTENANCE



VI-1- DEFINITION DE LA MAINTENANCE

La maintenance de l'avion c'est maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ces éléments en état d'être exploités comme lors de son livraison.

La maintenance consiste en plusieurs opérations dont : la vérification, modification, révision, inspection...etc.

VI-2-LES BUTS DE LA MAINTENANCE :

- La sécurité : qui 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.
- 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.
- le coût : Nous avons vu que la satisfaction des deux premiers objectifs, est dictée par les impératifs économiques, mais entretenir des aéronefs nécessite une organisation des moyens matériels et humains Minimiser le coût d'entretien constitue donc le 3^e objectif ; ainsi, il faut trouver le meilleur compromis entre les deux premiers objectifs et le troisième, pour contraindre la satisfaction des exigences réglementaires en matière de sécurité et de

VI-3- LES TYPES DE MAINTENANCES :

VI-3-1- 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 exploiter normalement. Elle est effectuée selon des critères prédéterminés dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance (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.

Et il existe deux types de maintenance préventive :

- Maintenance préventive systématique :
Elle consiste à effectuer des interventions périodiques (visite intermédiaire, révision générale) selon un planning établi suivant le nombre d'heure de vol.
- 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.
- 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).
 - Visite journalière.
 - Visite A.
 - Visite B.
 - Visite C.
 - Visite D.
- Remarque :
La terminologie A, B, C, D et les périodicités de ces visites 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 fractionner les visites les plus importantes et associer ces morceaux aux visites de rang inférieur. C'est l'entretien progressif, appelé aussi entretien fractionné.

VI-3-2- Maintenance curative :

C'est l'ensemble des opérations, non programmées ayant pour objectif de remédier (corriger) les Pannes, ou les anomalies survenues en fonctionnement. En d'autre terme, 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 sur le CRM ou par le CDU).

- S'informer et analyser la situation
- Etablir le diagnostique (cherche les causes les plus probables) : cette démarche est décrite dans le « FIM » (fault isolation manuel).
- Dépose/ repose : cette démarche est décrite dans le « AMM » (Aircraft Maintenance Manuel).
- Test de bon fonctionnement : a faire sur des banc d'essai (si nécessaire).
- Restitution de l'avion a l'exploitation.
- Rédiger le rapport d'intervention.

VI-3-3- Différents niveaux de maintenance

- Maintenance pré vol
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.
- Entretien dans la base principale ou l'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 pré vol.
- Maintenance à l'atelier
Cette maintenance est faite à des intervalles de temps réguliers et même pour les anomalies subites, elle est faite dans des ateliers spéciaux.

VI-4 -Documents utilisés pour l'entretien des aéronefs :

- MPD (Manuel Planning Data)
C'est le manuel de planification de maintenance, il défini les taches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée, les compagnies aériennes l'utilisent pour faire des cartes de taches (check List) qui sont utilisées par les techniciens durant la maintenance programmée.
- AMM (Aircraft Maintenance Manuel) C'est le manuel de maintenance de l'avion, il est constitué de deux parties :
 - La partie (I) : est un manuel appelé « SDS » (Système Discription 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 ou générale de toutes les zones, et spécialement les zones critiques.
 - Procédure de nettoyage et les procédures associées à la peinture.
 - Méthodes de réparation des éléments.
- SSM (Schematic System Manuel)

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.
- WDM (Wiring Diagram Manuel)

C'est le manuel des diagrammes des câblages, il fournit des détails sur les câblages d'un point à un autre de chaque système et sous-système dans l'avion
- IPC (Illustrated Part Catalog)

Catalogue illustré des pièces, il fournit des informations sur le remplacement des pièces et des composants, et il définit les références des composants (part number), ainsi que les schémas détaillés des éléments qui constituent un équipement.
- CRM (Crees Report Manuel)

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.
- CMM (Component Maintenance Manuel)

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.
- FIM (Fault Isolation Manuel)

C'est le manuel de recherche des pannes, il est utilisé par l'équipe de maintenance pour isoler et déterminer 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 Manuel)
 - 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 correct de la procédure.

- SRM (Structural Repair Manuel)

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

VI-5- RECHERCHE DE PANNES :

VI-5-1- Différentes classes de pannes :

Les pannes détectées sur avion sont classifiées selon leur capacité à nuire à la sécurité de l'avion :

- 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.

- 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 survient.

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

- 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.

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

VI-5-2- 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.

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'un 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 ou blanc » sur les panneaux d'annonciation.

VI-5-3- 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 :

- Méthode globale

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

- 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 de la fonction.

- 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'anomalie. Cette documentation fait l'objet d'un archivage que le mécanicien peut consulter à tout moment.

- 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 à dépanner. La démarche à suivre est de faire la liste de toutes les causes possibles et construire l'arbre de défaillance.

VI-6-Exemple de la maintenance :

VI-6-1-Maintenance préventive :

Les purges des réservoirs pendant la check A.

Actionner les soupapes de vidange de l'eau pour évacuer l'eau accumulée dans les réservoirs de centre, intérieurs, externes.

Précautions :

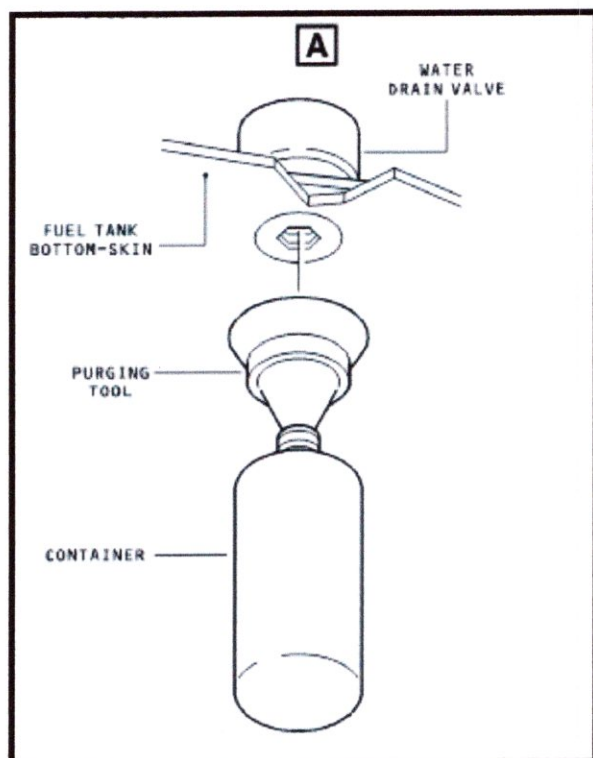
Ne pas obtenir le carburant d'avions :

- dans votre bouche
- dans vos yeux
- sur votre peau pendant longtemps.

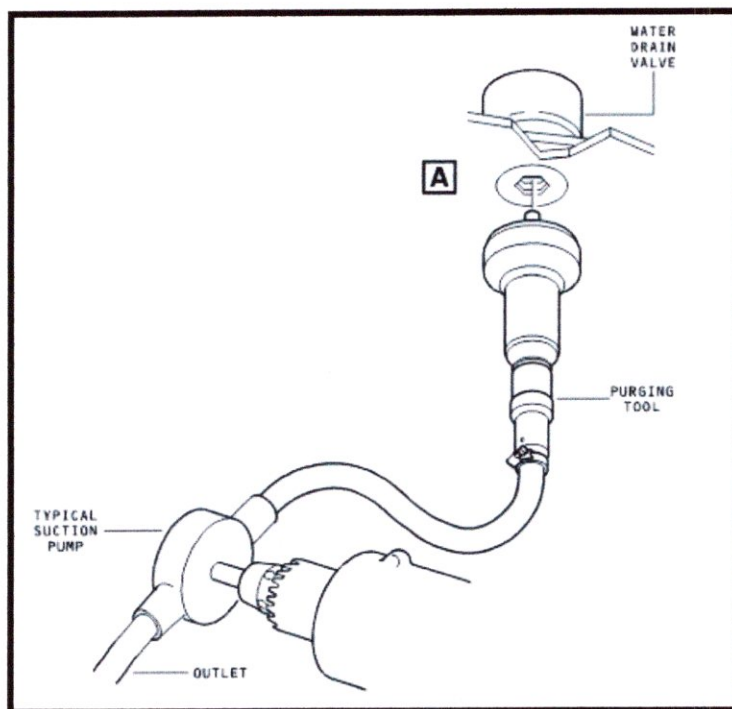
S'assurer que vous avez l'équipement correct de lutte contre l'incendie disponible.

Procédure par gravité :

- (a) Pousser le centre de la soupape de vidange applicable de l'eau avec le DRAIN PURGER de l'EAU. Évacuer approximativement 1.0 l de carburant (comme échantillon) .
- (b) Enlever le DRAIN PURGER de l'EAU de la soupape de vidange.
- (c) Examiner la soupape de vidange pour des fuites.
- (d) Faire ce procédé à toutes les soupapes de vidange de l'eau.



OUTIL DE PURGE PAR GRAVITE



OUTIL DE PURGE PAR ASSPIRATION

Procédé d'aspiration

- (a) Sur l'OUTIL de PURGE, démonter l'entonnoir de la bouteille.
- (b) Attacher une extrémité du tuyau à l'entonnoir et attacher l'autre extrémité du tuyau à la pompe aspirante.

La pompe aspirante utilisée doit être un type approuvé pour l'usage sur une installation carburant.

- (c) Mettre la sortie de la pompe aspirante dans le récipient et mettre en marche la pompe aspirante.
- (d) Pousser le centre de la soupape de vidange applicable de l'eau avec l'entonnoir. Évacuer approximativement 1.0 l de carburant (comme échantillon) la soupape de vidange.
- (e) Enlever l'entonnoir de la soupape de vidange.
- (f) Examiner la soupape de vidange pour des fuites.
- (G) font ce procédé à toutes les soupapes de vidange de l'eau.
- (h) Relier l'entonnoir à l'OUTIL de PURGE

Prélèvement de carburant /eau

Mettre l'échantillon de carburant dans un récipient en verre transparent. Si vous ne faites pas l'analyse immédiatement, sceller le récipient.

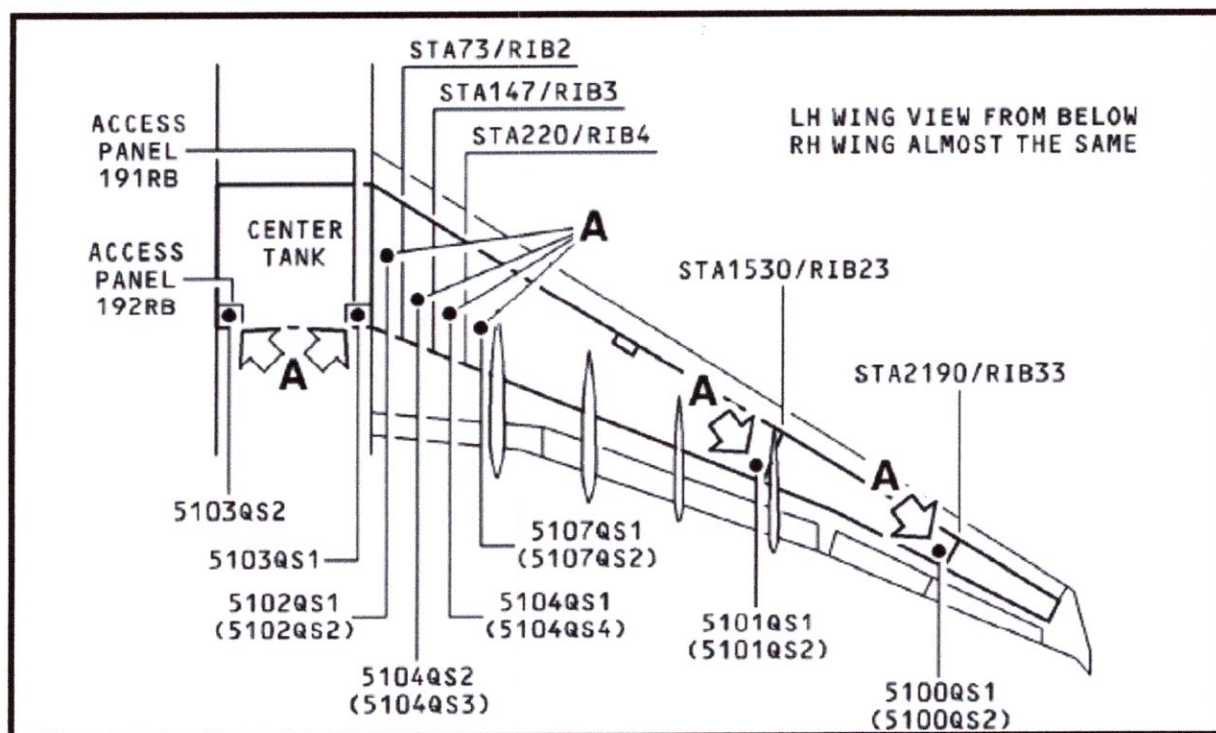
Essai de contamination de l'eau :

Laisser l'échantillon devenir stable.

a) Si l'échantillon entre dans deux couches, il contient de l'eau. Continuer à s'écouler la soupape de vidange de l'eau jusqu'à ce qu'elle n'ait aucune eau.

(b) Si l'échantillon reste dans une couche, il peut être tout le carburant ou tous l'eau. Pour trouver si l'échantillon est carburant ou l'eau, faire l'essai suivant :

Action	résultat
Si vous avez un hydro kit disponible, mettre le contenu dans l'échantillon	Si la poudre reste blanche, l'échantillon est carburant et l'essai est complet. Ou - Si la poudre blanche change la couleur en pourpre, l'échantillon est l'eau. Continuer à passer les échantillons et l'examen jusqu'à ce que l'eau sera enlevé.
Si vous n'avez pas un hydrokit disponible, ajouter l'eau à l'échantillon	Si l'échantillon entre dans deux couches, l'échantillon prélevé est tout le carburant et l'essai est complet. Ou - Si l'échantillon reste dans une couche, l'échantillon est l'eau. Continuer à prendre des échantillons et l'essai jusqu'à tous l'eau a sera enlevés.



Les points de purges

VI-1-6-2-Maintenance corrective

Remplacement d'une pompe en panne :(voir annexe AMM réf : TASK 28-21-49)

Il faut obéir aux précautions concernant le fuel

Déconnecter les fusible de la pompe concerné et maqués leurs places

Déconnecter l'avion de la source électrique

Mettre les barrières de précautions pour que personne ne touche au système de commande de carburant

Vider l'aile du carburant celui qui contient la pompe a changer soit par vidange ou bien le faire transférer sur l'autre l'aile

Mettre la plate forme nécessaire

Ouvrir la porte visite concerné

Pour démonter la pompe on suit toutes les étapes comme l'indique l'AMM jusqu'à la démonter et remonter la nouvelle pompe jusqu'à la fermeture de la porte de visite.

Conclusion :

A l'issu de mon stage pratique effectué à la base technique de la compagnie d'Air Algérie, j'ai pu enrichir mes connaissances sur la maintenance des avions en général et en particulier le système carburant de l'airbus A330-200.

J'ai eu la chance d'assister à plusieurs fois au checks de l'Airubus et en particulier les séances de maintenance de la partie carburant de cette de ce type d'avion.

Enfin je souhaite que ce travail enrichisse la bibliothèque de notre département dans le domaine système carburant dans les aeronefs et servira pour de futures promotions.



Bibliographie :

- Le livre : Cellules et Systèmes de MERMOZ : partie carburant
- Le livre : Training A330-200 TECHNICAL partie 28 FUEL
- Les CD Training A330-200/A340
- Le CD AMM de l'A330-200
- Le site web wikipedia





ANNEXE : Remplacement d'une pompe



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

FAIRINGS - FUEL PUMP - REMOVAL/INSTALLATION

TASK 28-21-49-000-801

Removal of the Fuel Pump Fairings

WARNING : MAKE SURE THAT THE GROUND SAFETY-LOCKS ARE CORRECTLY INSTALLED ON THE LANDING GEAR.
THIS PREVENTS UNWANTED MOVEMENT OF THE LANDING GEAR.

CAUTION : YOU MUST RECORD THE LOCATION OF EACH BOLT THAT YOU REMOVE DURING THIS PROCEDURE. THIS WILL PREVENT DAMAGE TO THE STRUCTURE.

1. Reason for the Job

Self Explanatory

2. Job Set-up Information

A. Fixtures, Tools, Test and Support Equipment

REFERENCE QTY DESIGNATION

No specific access platform
No specific safety barriers

B. Referenced Information

REFERENCE DESIGNATION

28-21-49-991-001 Fig. 401
28-21-49-991-002 Fig. 402

3. Job Set-up

Subtask 28-21-49-941-050

A. Safety Precautions

(1) Put the safety barriers in position.

EFF : ALL

DAH

28-21-49

Page 401
Jul 01/04



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

Subtask 28-21-49-010-050

B. Get Access

- (1) Put the access platform in position below the fuel pump fairings.

4. Procedure

(Ref. Fig. 401/TASK 28-21-49-991-001, 402/TASK 28-21-49-991-002)

Subtask 28-21-49-020-050

A. Removal of the Inboard Fuel Pump Fairing

(Ref. Fig. 401/TASK 28-21-49-991-001)

- (1) Take care not to damage the preformed gasket around the leading edge of the fuel pump fairing. This should remain in place on the wing.
- (2) Hold the front section of the fuel pump fairing (3) and remove the bolts (2) and (1).

NOTE : Do not let the fairing hang on the bonding lead.

- (3) Remove the nut (4), the bolt (7) and washers (5) to disconnect the bonding lead (6).
- (4) Remove the fairing (3).

Subtask 28-21-49-020-051

B. Removal of the Outboard Fuel Pump Fairing

(Ref. Fig. 402/TASK 28-21-49-991-002)

- (1) Take care not to damage the preformed gasket around the leading edge of the fuel pump fairing. This should remain in place on the wing.
- (2) Hold the front section of the fuel pump fairing (19) and remove the bolts (18) and (17).

NOTE : Do not let the fairing hang on the bonding lead.

- (3) Remove the nut (20), the bolt (23) and washers (21) to disconnect the bonding lead (22).
- (4) Remove the fairing (19).

EFF : ALL

DAH

28-21-49

Page 402
Jul 01/04

Printed in France



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

Subtask 28-21-43-865-053

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

PANEL DESIGNATION	FIN	LOCATION
722VU REFUEL PNL CTL&IND FOR 5123QA1	16QU	K33
742VU FUEL L PUMP 2 CTL FOR 5123QA2	55QA1	D68
721VU FUEL R PUMP 2 CTL FOR 5124QA1	55QA2	V13
722VU FUEL L PUMP 1 CTL FOR 5124QA2	54QA1	U46
722VU FUEL R PUMP 1 CTL	54QA2	Q43

Subtask 28-21-43-010-054

E. Get Access

- (1) Put the access platform below the access panel 541AB (641AB).
- (2) Remove the access panel 541AB (641AB) (Ref. TASK 57-27-11-000-801) and get access to the fuel tank (Ref. TASK 28-10-00-910-802).

4. Procedure

Subtask 28-21-43-020-053

A. Removal of the No. 2 Main Fuel-Pump Check Valve 5123QA1 (5123QA2)
(Ref. Fig. 401/TASK 28-21-43-991-001)

- (1) Remove the screws (5) and the nuts (6) and then disconnect the electrical bonding straps (3) and (12).
- (2) Temporarily install the screws (5) and the nuts (6) in the end of their correct electrical bonding strap.
- (3) Remove the bolt (1), the nut (4) and the washers (2). Disconnect the electrical bonding strap (3).
- (4) Temporarily assemble the bolt (1), nut (4) and the washers (2) to the electrical bonding strap (3).
- (5) Remove the bolts (10) and the nuts (4) and remove the pipe assembly (14).

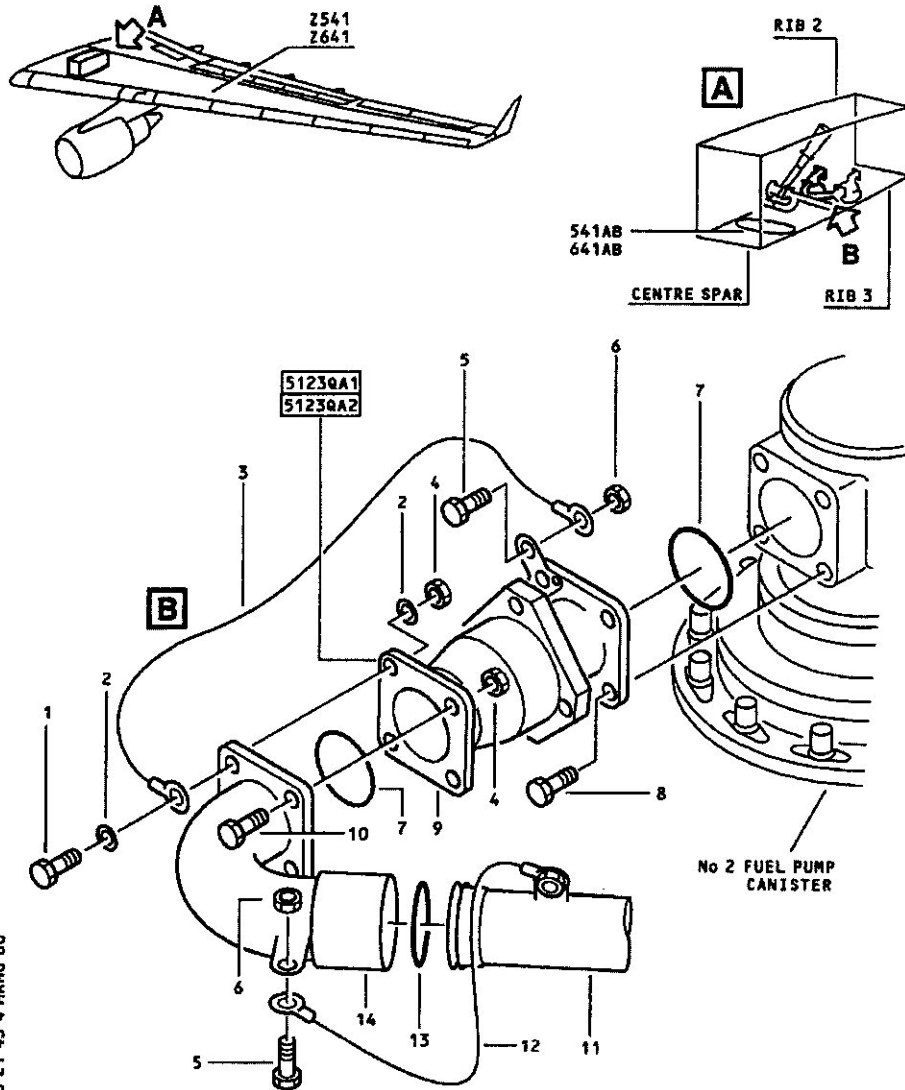
EFF : ALL
DAH

28-21-43

Page 403
Jul 01/04

A330

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL



FR8 28 21 43 4 MAMO 00

Outboard-Main Fuel-Pump Check Valve 5123QA1 (5123QA2) - Location and Detail
Figure 401/TASK 28-21-43-991-001

EFF : ALL
DAH

28-21-43

Page 404
Jul 01/04

Printed in France



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- (6) Remove and discard the O-ring (13).
- (7) Remove the bolts (8) and remove the check valve (9).
- (8) Remove and discard the O-rings (7).
- (9) Put blanking plugs on the disconnected line ends.

Subtask 28-21-43-020-054

**B. Removal of the No. 1 Fuel-Pump Check Valve 5124QA1 (5124QA2)
(Ref. Fig. 402/TASK 28-21-43-991-003)**

- (1) Remove the screws (57) and the nuts (59) and disconnect the electrical bonding straps (58), (63) and (67).
- (2) Temporarily install the screws (57) and the nuts (59) in their correct location.
- (3) Remove the bolts (51), the nuts (55) and the washers (52). Disconnect the electrical bonding straps (53) and (63).
- (4) Remove the bolts (56) and the nuts (55) and remove the pipe assembly (60).
- (5) Remove and discard the O-ring (54).
- (6) Remove the pipe assembly (62).
- (7) Remove and discard the O-rings (61).
- (8) Remove the bolts (56) and the nuts (55) and remove the tee (69).
NOTE : It may be necessary to remove the pipe assembly (68) to help you remove the tee (69).
- (9) Remove and discard the O-rings (61).
- (10) Remove the bolts (65) and remove the check valve (66).
- (11) Remove and discard the ring seals (64).
- (12) Put blanking plugs on the disconnected line ends.

EFF : ALL

DAH

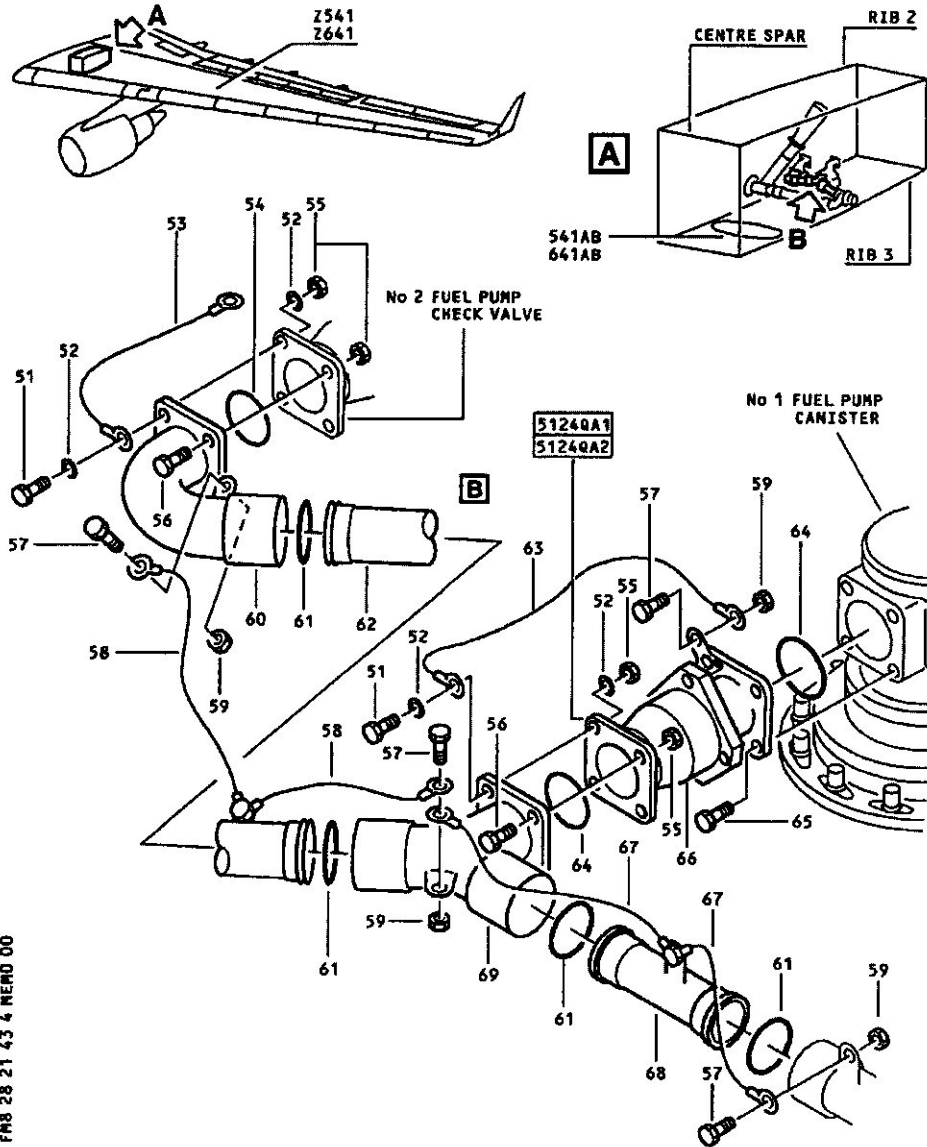
28-21-43

Page 405
Jul 01/04

Printed in France

A330

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL



FMS 28 21 43 4 NERD 00

Inboard-Standby Fuel-Pump Check Valve 5124QA1 (5124QA2) - Location and Detail
Figure 402/TASK 28-21-43-991-003

EFF : ALL
DAH

28-21-43

Page 406
Jul 01/04

Printed in France



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

TASK 28-21-43-400-802

Installation of the Fuel-Pump Check-Valves (5123QA1, 5123QA2, 5124QA1, 5124QA2)

1. Reason for the Job

Self Explanatory

2. Job Set-up Information

A. Fixtures, Tools, Test and Support Equipment

REFERENCE	QTY	DESIGNATION
No specific		warning notices
No specific		access platform 2.5 m (8 ft. 2 in.)
No specific		access platform 3.2 m (10 ft. 6 in.)

B. Consumable Materials

REFERENCE	DESIGNATION
Material No. 04-012	USA VV-P-236 PURE MINERAL VASELINE OR PETRO-LATUM (Ref. 20-31-00)
Material No. 16-527	USA MIL-P-23377 CLASS I IMPROVED ADHESION EPOXIDE PRIMER (Ref. 20-31-00)

C. Expendable Parts

FIG. ITEM	DESIGNATION	IPC-CSN
FOR FIN 5123QA1, 5123QA2		
7	O-ring	28-21-05 16 -070
13	O-ring	28-21-05 15 -060
FOR FIN 5124QA1, 5124QA2		
54	O-ring	28-21-05 16 -070
61	O-ring	28-21-05 15 -060
64	O-ring	28-21-05 16 -070

EFF : ALL
DAH

28-21-43

Page 407
Jul 01/04

Printed in France



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

D. Referenced Information

REFERENCE	DESIGNATION
12-11-28-650-803	Pressure Refuel with Automatic Control from the Panel 990VU
20-28-00-912-802	Electrical Bonding of Components with Conductive Screws and Bolts and Bonding Straps
28-10-00-910-801	Safety Procedures When You Do Work in a Fuel Tank
28-10-00-910-802	Access to Fuel Tanks and Work Areas
28-25-00-650-804	To Defuel One Wing (Inner and Outer Tanks) Only (For Access)
57-27-11-000-801	Removal of the Underwing Tank Access-Panels
57-27-11-400-801	Installation of the Underwing Tank Access-Panels
28-21-43-991-001	Fig. 401
28-21-43-991-003	Fig. 402
28-21-43-991-004	Fig. 403

3. Job Set-up

Subtask 28-21-43-941-053

A. Safety Precautions

WARNING : OBEY THE SAFETY PROCEDURES WHEN YOU DO WORK IN A FUEL TANK. THIS WILL PREVENT INJURY OR DAMAGE.

- (1) You must obey the safety procedures (Ref. TASK 28-10-00-910-801) when you do work in a fuel tank.
- (2) Make sure that the warning notices are in these positions:
 - on the panel 245VU, to tell persons not to operate the fuel system
 - on the panel 990VU, to tell persons not to refuel the aircraft.
- (3) Make sure that the access platform is in position below the access panel 541AB (641AB).

Subtask 28-21-43-860-055

B. Aircraft Maintenance Configuration

- (1) Make sure that the applicable wing is defueled (Ref. TASK 28-25-00-650-804).

EFF : ALL
DAH

28-21-43

Page 408
Jul 01/04

Printed in France

A330

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

Subtask 28-21-43-010-055

C. Get Access

- (1) Make sure that the access panel 541AB (641AB) is removed (Ref. TASK 57-27-11-000-801).
- (2) Make sure that the access platform is below the zone 811.
- (3) Make sure that the access door 811 is open.

Subtask 28-21-43-865-054

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

PANEL DESIGNATION	FIN	LOCATION
722VU REFUEL PNL CTL&IND FOR 5123QA1, 5124QA1	16QU	K33
721VU FUEL L STBY PUMP CTL	56QA1	T05
722VU FUEL L PUMP 1 CTL	54QA1	U46
742VU FUEL L PUMP 2 CTL FOR 5123QA2, 5124QA2	55QA1	D68
721VU FUEL R STBY PUMP CTL	56QA2	R05
721VU FUEL R PUMP 2 CTL	55QA2	V13
722VU FUEL R PUMP 1 CTL	54QA2	Q43

4. Procedure

Subtask 28-21-43-420-054

A. Preparation for Installation

- (1) Make sure that the parts retained from the removed component are clean and in the correct condition.
- (2) Clean the component interface and/or the adjacent area.
- (3) Do a visual inspection of the component interface and/or the adjacent area.

EFF : ALL
DAH

28-21-43

Page 409
Jul 01/04



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- (4) Lubricate the new items with COMMON GREASE (Material No. 04-012):
 - FOR 5123QA1, 5123QA2
 - the O-ring (7)
 - the O-ring (13)
 - FOR 5124QA1, 5124QA2
 - the O-ring (54)
 - the O-ring (61)
 - the O-ring (64).

- (5) Remove the blanking plugs from the disconnected line ends.

Subtask 28-21-43-420-055

**B. Installation of the No. 2 Fuel-Pump Check Valve 5123QA1(5123QA2)
(Ref. Fig. 401/TASK 28-21-43-991-001)**

- (1) Install the new O-rings (7) on the check valve (9).
- (2) Install the new O-ring (13) on the pipe (11).
- (3) Put the check valve (9) in the correct position and attach it with the bolts (8).
- (4) Remove the bolt (1), the washers (2) and the nut (4) from their temporary location.
- (5) Put the pipe assembly (14) on the end of the pipe assembly (11) and align the flange with the check valve (9).
- (6) Loosely attach the pipe assembly (14) to the check valve (9) with the bolts (10) and the nuts (4).
- (7) Attach the electrical bonding strap (3) with the bolt (1), the washers (2) and the nut (4).
- (8) Tighten the bolts (1) and (10).
- (9) Attach the electrical bonding straps (3) and (12) with the bolts (5) and the nuts (6) (Ref. TASK 20-28-00-912-802).

EFF : ALL

DAH

28-21-43

Page 410
Jul 01/04

Printed in France



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

Subtask 28-21-43-420-056

C. Installation of the No. 1 Fuel-Pump Check Valve 5124QA1(5124QA2)
(Ref. Fig. 402/TASK 28-21-43-991-003)

- (1) Install the new O-rings (54), (61) and (64).
- (2) Put the check valve (66) in position and attach it with the bolts (65).
- (3) If necessary, install the pipe assembly (68).
- (4) Put the tee (69) on the pipe assembly (68) and attach it to the check valve with the bolts (56) and the nuts (55).
- (5) Attach the electrical bonding lead (63) with the bolt (51), the washers (52) and the nut (55) (Ref. TASK 20-28-00-912-802).
- (6) Remove the bolt (57) and the nut (59) from their temporary location.
- (7) Attach the electrical bonding strap (63) with the bolt (57) and the nut (59) (Ref. TASK 20-28-00-912-802).
- (8) Install the pipe assembly (62).
- (9) Put the pipe assembly (60) on the end of the pipe assembly (62) and align the flange.
- (10) Attach the pipe assembly (60) with the bolts (56) and the nuts (55).
- (11) Attach the electrical bonding strap (53) with the bolt (51), the washer (52) and the nut (55) (Ref. TASK 20-28-00-912-802).
- (12) Attach the electrical bonding straps (58) and (67) with the bolts (57) and the nuts (59) (Ref. TASK 20-28-00-912-802).

Subtask 28-21-43-220-051

D. Do a check of the installation of the pipe assemblies:
(Ref. Fig. 403/TASK 28-21-43-991-004)
FOR 5123QA1, 5123QA2
the pipe assembly (11)
FOR 5124QA1, 5124QA2
the pipe assemblies (62) and (68).

- (1) Make sure that the pipe assembly moves freely in the connectors.

EFF : ALL

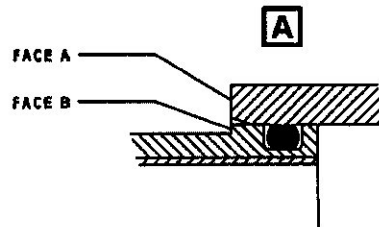
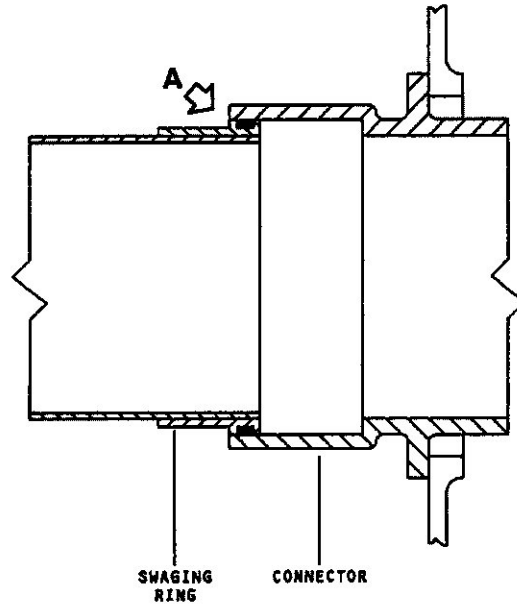
DAH

28-21-43

Page 411
Jul 01/04

Printed in France

A330
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL



FMS 28 21 43 4 AGMD 00

Fuel-Pump Check Valve - Detail of the Pipe Assembly
Figure 403/TASK 28-21-43-991-004

EFF : ALL
DAH

28-21-43

Page 412
Jul 01/04

Printed in France

A330

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- (2) Move the pipe assembly fully in one direction, until it touches the shoulder inside the connector.
- (3) Make sure that the swaging ring (Face B) at the other end of the pipe assembly is aligned with or inside the connector (Face A).
- (4) Move the pipe assembly in the opposite direction and do the check again.
- (5) Make sure that the minimum amount of movement in one direction is 5.0 mm (0.2 in.).
- (6) Make sure that the maximum angular tolerance of the pipe assembly in the connectors is 2 degrees.

Subtask 28-21-43-916-051

- E. Apply a layer of STRUCTURE PAINTS (Material No. 16-527) to these nuts and the heads and the tails of these bolts:
- FOR 5123QA1, 5123QA2
 - the nuts (4) and (6)
 - the bolts (1), (5), (8) and (10).
 - FOR 5124QA1, 5124QA2
 - the nuts (55) and (59)
 - the bolts (51), (56), (57) and (65).

5. Close-up

Subtask 28-21-43-410-053

A. Close Access

- (1) Make sure that the work area is clean and clear of tools and other items.
- (2) Close the access to the fuel tank (Ref. TASK 28-10-00-910-802) and install the access panel 541AB (641AB) (Ref. TASK 57-27-11-400-801).

Subtask 28-21-43-865-055

- B. Remove the safety clip(s) and the tag(s) and close this(these) circuit breaker(s):
- 16QU
 - FOR 5123QA1, 5123QA2
 - 54QA1, 55QA1, 56QA1
 - FOR 5124QA1, 5124QA2
 - 54QA2, 55QA2, 56QA2.

EFF : ALL

DAH

28-21-43

Page 413
Jul 01/04

Printed in France



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

Subtask 28-21-43-410-054

C. Close Access

- (1) Close the access door 811.

Subtask 28-21-43-860-056

D. Aircraft Maintenance Configuration

- (1) Refuel the LH(RH) inner fuel tank (Ref. TASK 12-11-28-650-803).

Subtask 28-21-43-942-051

E. Removal of Equipment

- (1) Remove the access platform(s).
- (2) Remove the ground support and maintenance equipment, the special and standard tools and all other items.
- (3) Remove the warning notice(s).

EFF : ALL

DAH

28-21-43

Page 414
Jul 01/04

Printed in France