

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA  
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR  
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

PROJECT DE FIN D'ETUDES EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME  
D'ETUDES UNIVERSITAIRES APPLIQUES D.E.U.A

OPTION : AVIONIQUE

THEME

ETUDE DU DEBITMETRE CARBURANT SUR LES AVIONS

Promoteur: M<sup>r</sup> Benouared

Présenté par: M<sup>r</sup> Eunilde  
Jorge Gomes Carvalho

Promotion 2007

## ملخص

- معرفة كمية الوقود في طائرة أمر مهم جدا .  
أمر بديهي أن الطائرة تحتاج إلى كمية من الوقود من أجل أن تعمل، لكن هذه الكمية من الضروري أن تكون معروفة قبل الإقلاع.  
من هذا المنطق كان منطلق الهدف الرئيسي لمشروع نهاية السنة ( دراسة قياس الوقود ).  
إذن من أجل الوصول إلى هدفنا تطرقت إلى التكلم عن المستقبلات، حيث انه إذا تم استقبال وتحويله و تحديد قيمته.

## Résumé

La connaissance de la quantité du carburant dans un avion est très importante.  
Il est évident qu'un aéronef à besoin d'une certaine quantité de carburant pour se déplacer, mais cette quantité doit être connue surtout avant tout les vols.  
C'est dans cette logique que j'ai fait de l'objectif principal de mon projet de fin d'étude « le débitmètre carburant ». En effet pour atteindre cet objectif j'ai dû parler des capteurs, car une fois que le débit est capté, il est convertit et puis indiqué.

## Abstract

The knowledge of the fuel quantity on an aircraft is very important.  
It is obvious that an aircraft needs a certain quantity of fuel to move, but this quantity must be known especially before all the flights.  
It is in this logic that I made the principal objective of my final project as "the Fuel meter". So in order to achieve this goal I had to speak about the sensors, once the flow is captured it is converted and then indicated.

# Remerciements

Je tiens tout d'abord à remercier Dieu le tout puissant pour tout ce dont je ne Le remercie jamais assez.

Je tiens naturellement à manifester toute ma reconnaissance à mes parents respectifs qui m'ont tellement soutenu et continuent de le faire.

Une attention particulière va à l'encontre de Mr Benouared mon promoteur pour l'aide précieuse et perpétuelle qu'il m'a manifesté tout au long de ce travail.

Je remercie également Mr Abba Ousmane pour sa riche contribution dans l'élaboration de ce travail.

Je remercie vivement tous les enseignants qui ont su parfaire notre formation.

Je ne saurais ne pas remercier tous les amis de l'AVIONIQUE.

Egalement, je remercie mon cher frère Jeremie pour le soutien qu'il m'a toujours manifesté ainsi que tous mes amis.

Aussi, je remercie mes amis Carlos et Winston pour le soutien qu'il m'ont toujours manifesté.

Enfin, je remercie tous ceux qui de près ou de loin ont contribué à la réalisation de cette œuvre sans oublier toute ma famille et en particulier mes tantes et mes oncles qui m'ont toujours aidé.

# Dedicaces

Je dédie ce modeste travail à mes parents,  
Qui m'ont soutenu tout au long de mes études  
Et auxquels tout revient, ainsi que ma fille Valerie  
et mes frères pour m'avoir toujours encouragé.

En particulier et tout spécial je dédie ce travail à  
Mon amour Tunga Adelina.

# SOMMAIRE



INTRODUCTION GENERALE.....	1
 Chapitre 1 : ETUDE DES CAPTEURS DU DEBIT .....	1
 1.1.Définition du capteur.....	1
1.1.1. Principe du capteur.....	1
1.1.2. La chaine de mesure d'un capteur.....	1
a. Corps d'épreuve.....	2
b. Transducteur .....	2
c. Transmetteur.....	2
1.1.3. Transmission du signal de mesur.....	2
a. Signal de msure analogique.....	2
b. Signal de mesure numérique.....	2
c. Signal de mesure logique.....	2
1.1.4. Types des grandeurs physiques.....	3
1.1 .5. Classification des capteurs.....	3
a. Capteurs actifs.....	3
b. Capteurs passifs.....	4
1.1.6. Les principaux effets dans un capteur.....	5
a. Effets thermoélectrique.....	5
b. Effets pyroélectrique .....	5
c. Effets piézo-électrique.....	5
d. Effets d'induction électroélectrique.....	5
e. Effets photoélectrique.....	5
f. Effets photoémisif.....	6
g.Effets voltaique.....	6
h.Effets électromagnetique.....	6
i. Effets Hall.....	6
1.1.7. Performance du capteur.....	7
a. Etendu de la mesure.....	7
b. Resolution .....	8
c. Caractéristiques d'entrée-sortie.....	8
d. Sensibilité.....	8

c. Finesse.....	9
f. Linéarité.....	9
g. Caractéristique statique.....	9
h. Fidélité.....	9
i. Justesse.....	10
j. Précision.....	10
k. Rapidité.....	10
1.1.8. Le conditionneur.....	10
a. Amplification.....	11
b. Convertisseur courant/tension.....	11
1.2. Mesure du débit liquide, gazeux et vapeur.....	12
a. Liquides conducteurs.....	13
b. Débit gazeux.....	14
c. Les vapeurs.....	15
1.3. Choix d'un capteur.....	17
a. Capteur roue dentée.....	17
b. Capteur effet Hall.....	18
1.3.1. Etude du capteur Flow X3 F300.....	18
1.3.2. Etude du capteur Flow X3 F305.....	19
1.4. Les capteurs du débit les plus utilisés en aéronautique.....	19
a. Capteur du type AWM90000.....	19
b. Capteur du type AWM2000.....	20
c. Capteur du type AWM3000.....	20
d. Capteur du type AWM40000.....	21
e. Capteur du type AWM700.....	21

## Chapitre 2 : GENERALITES SUR LES DEBITMETERS AVIONS.....21

2.1. Définition.....	22
2.1.2. La chaîne de mesure du débitmètre carburant.....	22
2.2. Etude du système carburant chez le Air bus A330.....	22

2.2.1.Définition.....	22
2.2.2.Stockage du Carburant.....	23
2.2.3.Système de mise à l'air libre du réservoir.....	25
2.2.4.Sécurité.....	26
2.2.5.Distribution.....	26
a.Le système de pompe principale .....	26
b.Le système de l'APU.....	26
c.Le système de remplissage/vidage.....	27
c .1.Remplissage.....	27
c.2 .Vidage.....	27
d.Le système de transfct principale.....	28
e.Le système de transfert d'équilibre.....	28
2.2.6.Système de largage .....	29
2.2.7.Système de commande et de surveillance de carburant.....	29
2.3.Fonction du système de carburant.....	30
2.3.1.L'environnement du système carburant.....	30
2.3.2.Notion de bus.....	30
2.3.3.Schéma synoptique du système de carburant.....	31
2.3.4.Alimentation.....	33
a.Valve de secours.....	34
b.Système de pompe principale.....	35
c.Commande de pompe de l'APU.....	37
c.1.Opération au so.....	37
c.2.Opération pendant le remplissage du trim tank.....	38
c.3.Opération en vol.....	38
d.Système d'alimentation croisé.....	39
2.3.5.Les panneaux de comman.....	41
2.4.La chaine de mesure et les équipements de l'indicateur de quantité de carburant chez le Boeing 737-600.....	43
2.4.1.Le FQPU.....	43
2.5.Les différents éléments montrant la quantité de carburant chez le Boeing 747.....	45
2.5.1.Numérique.....	45
2.5.2.Analogique.....	46
2.6.La consommation de carburant chez le Boeing 767-300.....	47



2.6.1. Les différentes phases.....	47
1. Le roulage.....	47
2. La montée.....	48
3. La croisière.....	48
4. La descente.....	48
4.1. Les effets des techniques de descente sur la consommation du Boeing 767-300.....	49
4.2. La descente prématurée.....	49
5. L'attente.....	50
2.6.2. Le choix de la route.....	50

## CHAPITRE 3 : LA MAINTENANCE.....53

3.1. Introduction.....	53
3.1.1. Plan de maintenance.....	53
a. Les avantages.....	53
3.1.2. La maintenance.....	53
1. Préventive.....	53
2. Curative.....	53
3. Conditionnelle.....	53
3.1.3. La maintenance d'un disjoncteur associé au circuit carburant.....	54
a. Au sol.....	54
b. En vol.....	55
3.2. Entretien du circuit électrique moteur.....	55
3.3. Le circuit électrique carburant.....	56
3.3.1. Le schéma et les éléments du circuit électrique d'un CESSA 210.....	56
3.3.2. La maintenance du circuit électrique carburant.....	58
a. Quelques causes des pannes du circuit carburant.....	58
b. Précautions contre la contamination du carburant.....	58
c. Corrosion des composants en acier du circuit carburant auxiliaire.....	59
3.3.3. Solutions de maintenance.....	60
1. Dans la maintenance préventive.....	60
2. Dans la maintenance curative.....	61

3.4. Les pannes les plus fréquents de capteur du débit.....	61
a. Les problèmes liés aux capteurs et aux connexions .....	62
b. Les problèmes liés à la flexibilité des transmissions.....	62
3.5. La performance du débitmètre carburant .....	62
3.5.1. Exemple du débitmètre Masslo.....	62
CONCLUSION GENERALE .....	64

## BIBLIOGRAPHIE

### THESES

### MANUELS

### SITES WEB

INTRODUCTION  
GENERALE

## Introduction générale

L'aviation et particulièrement l'aéronautique ont été et continuent d'être le siège d'une évolution impeccable et assez rapide. En presque un peu plus d'un demi-siècle l'avancée technologique est ahurissante. L'essor fulgurant des sciences a permis une surveillance accrue des différents systèmes de l'aéronef. C'est ainsi qu'aujourd'hui nous assistons à la naissance d'aérodynes véritablement très performants, qui plus est de loin plus sécurisés. Cette dernière étant sans nul doute la première des conditions à satisfaire pour la mise en exploitation d'un aéronef.

Les capteurs et la chaîne d'acquisition sont au coeur de beaucoup des systèmes industriels. Un capteur est un élément déterminant de la chaîne d'information. Sachant qu'une mesure est une représentation quantifiée d'une grandeur physique. Les grandeurs qui nous intéressent sont celles qui interviennent dans le domaine de la mécanique physique, à savoir principalement: déplacement, allongement, vitesse, débit, accélération, force, pression, température.

Le débitmètre, dans son domaine d'application, il assure la consommation du carburant en fournissant basiquement un débit volumique (volume /unité de temps) exprimé en unités comme litre/minute, gallon US par heure, litre/minute, livre /heure, sachant qu'un **GAL** est égale à **3,785 l** et un **livre (lbs)** est égale à **0,453kg**.

Dans ce travail nous abonnons à l'étude du débitmètre carburant, et connaître un peu son environnement.

Dans le souci de la mise en oeuvre de ce travail, l'étude a été divisée en trois chapitres précédés par une introduction. Ainsi donc l'organisation de ce travail se présente comme suit:

Le premier chapitre présentera une étude des capteurs du débit ainsi que des conditionneurs qui s'y associent,

Le second chapitre est réservé aux débitmètres carburant.

Le troisième chapitre proposera un aperçu sur la maintenance suivi d'une conclusion générale, d'une bibliographie, les theses, les manuels et les sites web.



### 1.1. Définition du capteur

Le capteur c'est un dispositif qui transforme une grandeur physique en une grandeur exploitable, souvent de nature électrique. Le choix de l'énergie électrique vient du fait qu'un signal électrique se prête facilement à de nombreuses transformations difficiles à réaliser avec d'autres types de signaux.

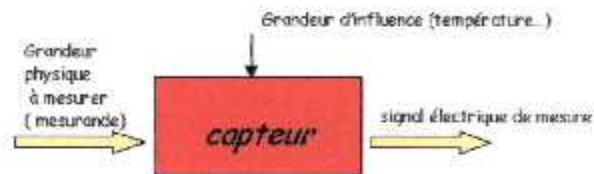


Fig1.1:synoptique d'un capteur

#### 1.1.1. Principe d'un capteur

Généralement, on obtient une grandeur de sortie du type électrique. Elle peut être soit :

- une charge ;
- une tension ;
- un courant ;
- une impédance(R, L, C)

#### 1.1.2. La chaîne de mesure d'un Capteur

Pour obtenir une image d'une grandeur physique, on fait appel à une chaîne de mesure qui peut faire intervenir plusieurs phénomènes différents. Par exemple la mesure d'un débit peut se faire en plusieurs étapes:

- transformation du débit en une pression différentielle ;
- transformation de la pression différentielle en la déformant mécanique d'une membrane ;
- transformation de la déformant mécanique en une grandeur électrique ;

Toutes ces étapes constituent la chaîne de mesure :

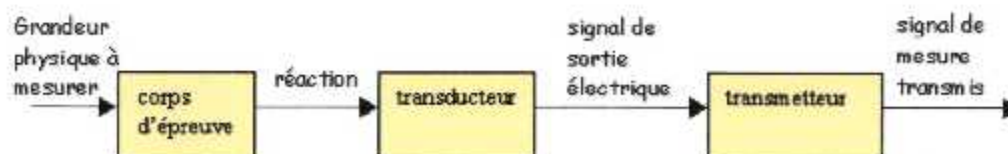


Fig.1.1.2 : schéma de la chaîne de mesure d'un capteur

**a. corps d'épreuve :**

C'est l'élément mécanique qui réagit sélectivement à la grandeur à mesurer. Il transforme la grandeur à mesurer en une autre grandeur physique dite mesurable.

**b. Transducteur :**

Il traduit les réactions du corps d'épreuve en une grandeur électrique constituant le signal de sortie.

**c. Transmetteur :**

La mise en forme, amplification, filtrage, mise à niveau du signal de sortie pour sa transmission à distance. Il peut être incorporé ou non au capteur proprement dit.

**1.1.3. Transmission du signal de mesure**

Selon le type de capteur, le signal électrique de mesure peut être de différentes natures :

- analogique ;
- numérique ;
- logique.

**a. signal de mesure analogique**

Il est lié au mesurande par une loi continue, parfois linéaire, qui caractérise l'évolution des phénomènes physiques mesurés. Il peut être de toute nature :

- courant 0 - 20 mA , 4 - 20 mA
- tension 0 - 10 V , 0 - 5 V

**b. signal de mesure numérique**

Il se présente sous la forme d'impulsions électriques générées simultanément (mode parallèle, sur plusieurs fils) ou successivement (mode série, sur un seul fil). Cette transmission est compatible avec les systèmes informatiques de traitement.

**c. signal de mesure logique**

Il ne compte que deux valeurs possibles, c'est un signal tout ou rien.

On peut résumer la transmission de signal dans un tableau ci-dessous :

Type de capteur	Type de signal de sortie	Appellation	Exemple
Analogique	Bas niveau	Capteur	Sonde pH - 50 mV/unité pH

	Haut niveau	Capteur transmetteur	Capteur pression 4 - 20 mA
Numérique	Numérique absolu	Codeur absolu	Capteur de position angulaire
	Numérique incrémental	Codeur incrémental	Capteur de vitesse
Logique	Tout ou rien	Détecteur	Détecteur de niveau

Fig.1.1.3 : tableau des signaux de mesure

#### 1.1.4. Types des grandeurs physiques

On peut classer les grandeurs physiques en 6 (six) familles, chaque capteur s'associant à

l'une de ces 6 familles.

- Mécanique : déplacement, force, masse, débit, etc...
- Thermique : température, capacité thermique, flux thermique, etc...
- Electrique : courant, tension, charge, impédance, diélectrique, etc...
- Magnétique : champ magnétique, perméabilité, moment magnétique, etc...
- Radiatif : lumière visible, rayons X, micro-ondes, etc...
- (Bio) Chimique : humidité, gaz, sucre, hormone, etc...

#### 1.1.5. Classification des capteurs

Nous classifions les capteurs en deux grandes familles en fonction de la caractéristique

électrique de la grandeur de sortie. Cette classification influe sur le conditionneur qui lui est associé.

##### a . Capteurs actifs

Dans ce cas, la sortie du capteur est équivalente à un générateur. C'est un dispositif actif qui peut être du type courant, tension ou charge. Les principes physiques mis en jeu sont présentés ci-dessous.

Mesurande	Effet utilisé	Grandeur de sortie
Température	Thermoélectricité Thermocouple	Tension
Flux optique	Photo émission Pyroélectricité	Courant Charge
Force, pression, accélération	Piézoélectricité	Charge
Position	Effet Hall	Tension
Vitesse	Induction	Tension

Fig.a : tableau des principes physiques

### b. Capteurs passifs

Le capteur se comporte en sortie comme un dipôle passif qui peut être résistif, capacitif ou inductif.

Le tableau ci-dessous résume en fonction de mesurande, les effets utilisés pour réaliser la mesure

Mesurande	Effet utilisé grandeur de sortie	Matériaux
Température Très basse température	Résistivité Constante diélectrique	Platine, Nickel, Cuivre, Semi-conducteurs Verre
Flux optique	Résistivité	Semi-conducteurs
Déformation	Résistivité Perméabilité	Alliages nickel Alliages ferromagnétiques
Position	Résistivité	Magnétorésistances : Bismuth, antimoine d'indium
Humidité	Résistivité	Chlorure de lithium



Fig.b : tableau des principes physiques

### 1.1.6. Les principaux effets, dans un capteur

#### a. Effet thermoélectrique

C'est le principe de tout thermocouple. C'est un circuit constitué de deux conducteurs de nature chimique différente et dont les jonctions sont à des températures différentes  $T_1$  et  $T_2$ . Il apparaît aux bornes de ce circuit une tension 'force électromotrice' liée à la différence de température ( $T_1 - T_2$ ). (Voir fig. a)

#### b. Effet pyroélectricité

Certains cristaux dits pyroélectriques, le sulfate de triglycine par exemple, ont une polarisation électrique spontanée qui dépend de leur température.

Avec cet effet, un flux de rayonnement lumineux absorbé par un cristal pyroélectrique élève sa température ce qui entraîne une modification de sa polarisation qui est mesurable par la variation de tension aux bornes d'un condensateur associé. (Voir fig.b)

#### c. Effet piézo-électrique

L'application d'une force et plus généralement d'une contrainte mécanique à certains matériaux dits piézo-électriques, le quartz par exemple, entraîne une déformation qui suscite l'apparition de charges électriques égales et de signes contraires.

De ce fait, une mesure de forces ou de grandeurs s'y ramenant (pression, accélération) à partir de la tension que provoquent aux bornes d'un condensateur associé à l'élément piézo-électrique les variations de sa charge. C'est un phénomène réversible (Voir fig. c)

#### d. Effet d'induction électromagnétique

Lorsqu'un condensateur se place dans un champ d'induction fixe, il est le siège d'une f.e.m. proportionnelle à sa vitesse déplacement.

A partir de cet effet la mesure de la f.e.m. d'induction permet de connaître la vitesse du déplacement qui est à son origine. (Voir fig. d)

#### e. Effets photoélectriques

On en distingue plusieurs, qui diffèrent par leurs manifestations mais qui ont pour origine commune la libération de charges électriques dans la matière sous l'influence d'un rayonnement lumineux ou plus généralement électromagnétique, dont la longueur d'onde est inférieure à une valeur seuil, caractéristique du matériau.

#### **f. Effet photoémissif**

Les électrons libérés sont émis hors de la cible éclairée et forment un courant collecté par application d'un champ électrique.

#### **g. Effet photovoltaïque**

Des électrons et des trous sont libérés au voisinage d'une jonction de semi-conducteurs **P** et **N** illuminée, leur déplacement dans le champ électrique de la jonction modifie la tension à ses bornes.

#### **h. Effet photo électromagnétique**

L'application d'un champ magnétique perpendiculaire au rayonnement provoque dans le matériau éclairé l'apparition d'une tension électrique dans la direction normale au champ et au rayonnement.

De cet effet, on a la transposition en signal électrique des informations dont la lumière peut être le véhicule.

#### **i. Effet Hall**

Un matériau, généralement semi-conducteur et sous forme de plaquette, est parcouru par un courant **I** et soumis à une induction **B** faisant un angle **θ** avec le courant. Il apparaît, dans une direction perpendiculaire à l'induction et au courant une tension **V<sub>H</sub>** qui a pour expression :

$$V_H = K_H \cdot I \cdot B \cdot \sin\theta$$

Où **K<sub>H</sub>** dépend du matériau et des dimensions de la plaquette.

En cet effet, un aimant lié à l'objet dont on veut connaître la position détermine les valeurs de **B** et **θ** au niveau de la plaquette.

La tension **V** est fonction de la position de l'objet en assurant donc une traduction électrique. (Voir fig.f)

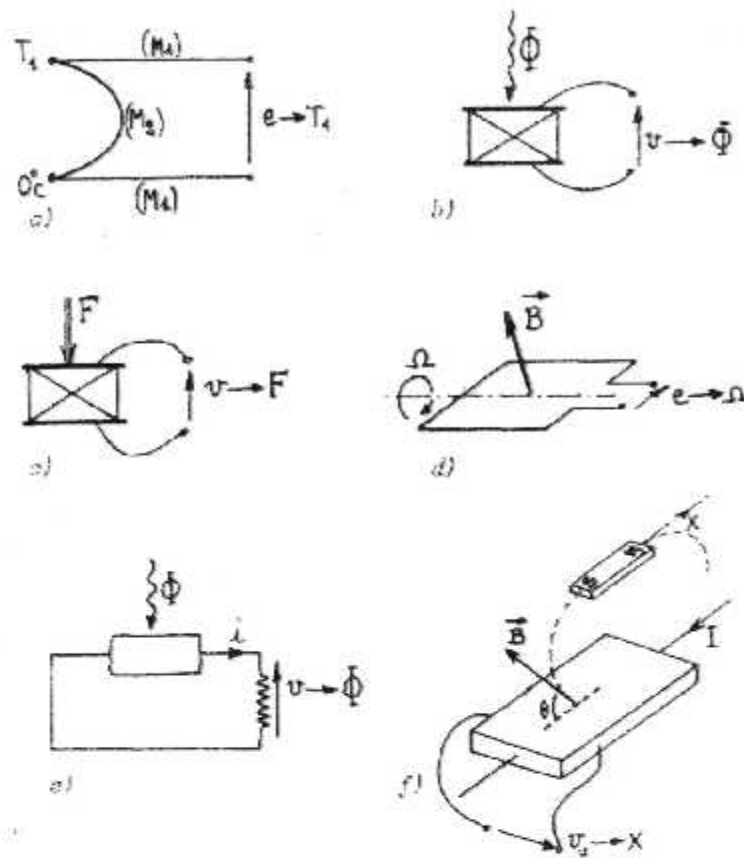


Fig.1.1.6 : exemples d'application du capteur : (a) thermoélectricité, (b) pyroélectricité, (c) piézoélectrique, (d) induction électromagnétique, (e) photoélectricité, (f) effet Hall.

**1.1.7. Performances des capteurs**

De manière à classer les capteurs en fonction de leurs performances, on est amené à définir des paramètres qui permettent de les sélectionner en fonction de l'application.

**a. Etendu de la mesure**

Elle définit la zone dans laquelle les caractéristiques du capteur sont assurées par rapport à des spécifications données.

On peut classer cette zone en trois familles :

**- Zone nominale d'emploi**

Zone dans laquelle le mesurande peut évoluer sans modification des caractéristiques du capteur.

**- Zone de non détérioration**

Valeurs limites des grandeurs influençant le capteur (mesurande, température environnante, etc...) sans que les caractéristiques du capteur ne soient modifiées après annulation de surcharges éventuelles.

#### - Zone de non destruction

Elle définit les limites garantissant la non destruction du capteur mais dans laquelle il peut y avoir des modifications permanentes des caractéristiques du capteur.

#### b. Résolution

Elle correspond à la plus petite variation du mesurande que le capteur est susceptible de déceler

#### c. Caractéristiques d'entrée-sortie

Elle donne la relation d'évolution de la grandeur de sortie en fonction de la grandeur d'entrée. Elle est donnée classiquement par une courbe en régime permanent. Elle ne donne pas d'information sur les caractéristiques transitoires du capteur.

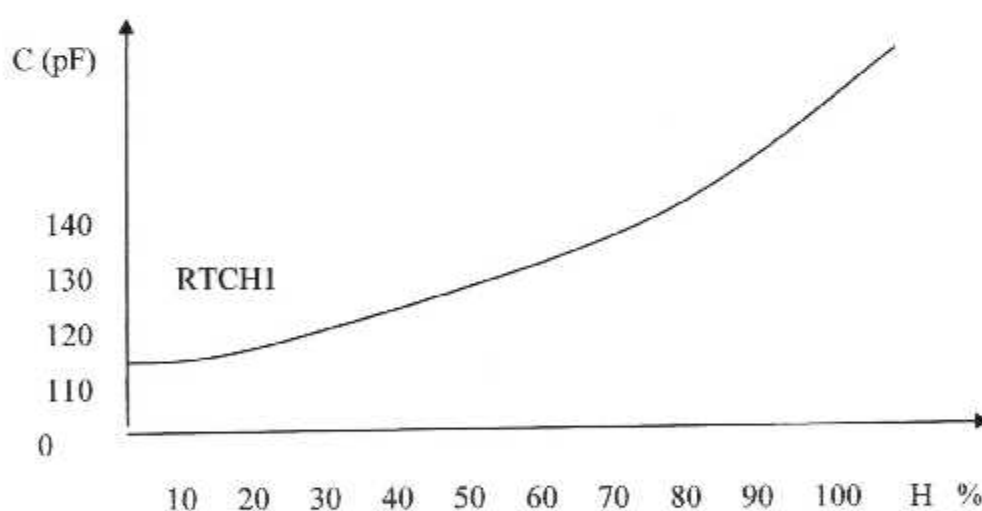


Fig.C: exemple de caractéristique d'un capteur d'humidité du type capacitif

#### d. Sensibilité

Elle détermine l'évolution de la grandeur de sortie en fonction de la grandeur d'entrée en un point donné. C'est la pente de la tangente à la courbe issue de la caractéristique du capteur.

Dans le cas d'un capteur linéaire, la sensibilité du capteur est constante.



**e. Finesse**

C'est la qualité d'un capteur à ne pas modifier par sa présence la grandeur à mesurer. Cela permet d'évaluer l'influence du capteur sur la mesure. On la définit non seulement vis-à-vis du capteur mais aussi vis-à-vis de l'environnement d'utilisation du capteur. Par exemple, dans le cas d'une mesure thermique, on cherchera un capteur à faible capacité calorifique vis-à-vis des grandeurs l'environnant.

Finesse et Sensibilité sont en générale antagonistes. Il peut y avoir un compromis à faire.

Pour un capteur d'induction **B**, un capteur à forte perméabilité sera très sensible, par contre sa présence aura tendance à perturber les lignes de champ et la mesure de l'induction ne sera pas celle sans capteur d'où une mauvaise finesse, mais cette erreur ne peut être évaluée en vue d'une correction poste mesure et ainsi faire abstraction de la présence du capteur.

**f. Linéarité**

Zone dans laquelle la sensibilité du capteur est indépendante de la valeur du mesurande.

Cette zone peut être définie à partir de la définition d'une droite obtenue comme approchant au mieux la caractéristique réelle du capteur, par exemple par la méthode des moindres carrés. On définit à partir de cette droite l'écart de linéarité qui exprime en pourcentage l'écart maximal entre la courbe réelle et la droite approchant la courbe.

**g. caractéristiques statique**

Ces paramètres permettent de prendre en compte la notion d'erreurs accidentelles qui peuvent survenir sur un capteur.

Rappel : soit **n** mesures effectuées sur un mesurande, on définit à partir de ces **n** mesures :

- La valeur moyenne :  $(m) = \sum m_i / n$
- l'écart type (dispersion des résultats autour de la valeur moyenne)

**h. Fidélité**

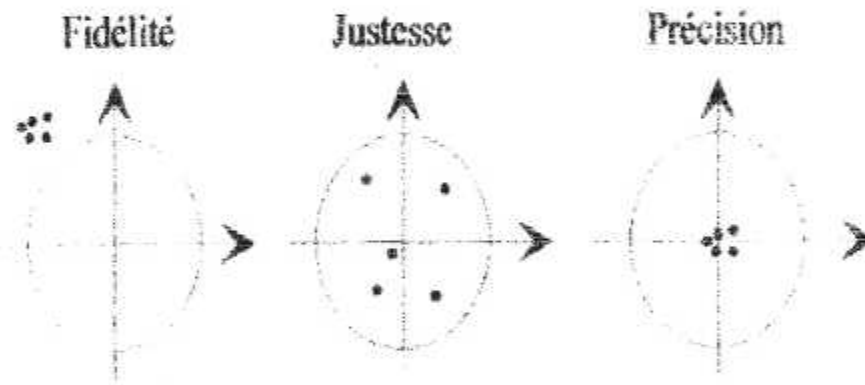
Elle définit la qualité d'un capteur à délivrer une mesure répétitive sans erreurs. L'erreur de fidélité correspond à l'écart type obtenu sur une série de mesures correspondant à un mesurande constant.

#### i. Justesse

C'est l'aptitude d'un capteur à délivrer une réponse proche de la valeur vraie et ceci indépendamment de la notion de fidélité. Elle est liée à la valeur moyenne obtenue sur un grand nombre de mesures par rapport à la valeur réelle.

#### j. Précision

Elle définit l'écart en % que l'on peut obtenir entre la valeur réelle et la valeur obtenue en sortie du capteur. Ainsi un capteur précis aura à la fois une bonne fidélité et une bonne justesse.



**Fig.J: caractéristiques statiques d'un capteur**

#### k. Rapidité

C'est la qualité d'un capteur à suivre les variations du mesurande. On peut la chiffrer de plusieurs manières :

- bande passante du capteur. (à -3db par exemple)
- fréquence de résonance du capteur
- temps de réponse (à x %) à échelon du mesurande.

#### 1.1.8. Le conditionneur

Il est souvent appelé conditionneur associé car il paraît être un corps indépendant du capteur. Le conditionneur doit permettre de préparer le signal à un traitement et à une transmission. Il doit amplifier et convertir pour cela le signal électrique de sortie de capteur.

### a. L'amplification

Le signal fourni par un capteur est pratiquement toujours très faible et ne peut donc être transmis tel quel. On va donc dans une première étape l'amplifier pour l'adapter en amplitude.

#### a-1. Amplificateur de tension

L'objectif est d'obtenir une tension proportionnelle à la tension aux bornes du capteur ou de son circuit conditionneur.

L'impédance d'entrée de l'amplificateur opérationnel étant très forte devant  $Z_L$  (qui représente les fils de liaison...), la tension à l'entrée non inverseuse délivrée par le capteur sera très proche de  $V_m$ .

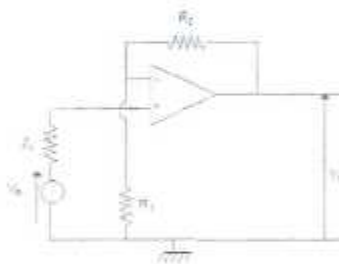


Fig.a-1: l'amplificateur de tension

### b. Convertisseur Courant/tension

Pour éviter que la mesure aux bornes de  $Z_A$  dépende de celle-ci, on utilise un convertisseur courant/tension qui présente une grande impédance d'entrée:

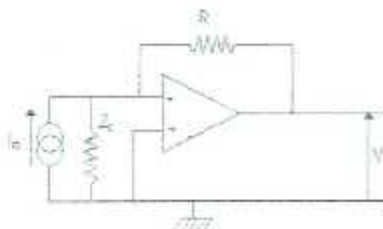


Fig.b: Convertisseur courant-tension

## 1.2. Mesure du débit liquide, gazeux et vapeur

Pour mieux comprendre la mesure des débits nous allons montrer les tableaux ci-dessus

### a. Mesure des liquides conducteurs

Les mesures débits volumiques ou massiques des liquides conducteurs sont très répandues dans l'industrie.

Type de débitmètre	Principe de mesure	Type de liquide	Figure	Plage de conductivité minimale
<b>Débitmètres massiques Coriolis</b>	Mesure directe de débit massique avec une grande précision de mesure ;	Eau, effluents ; Acides, bases, émulsions aqueuses, etc...	Voir figure (a)	5 $\mu\text{S/cm}$ ou 50 $\mu\text{S/cm}$ , pour une mesure de débit optimale.
<b>Débitmètres vortex</b>	Mesure de débit volumique, sans contact, la solution économique pour les procédés "eaux chaudes" ;	Eau, effluents ; Acides, bases, émulsions aqueuses, etc...	Voir figure (a)	5 $\mu\text{S/cm}$ ou 50 $\mu\text{S/cm}$ , pour une mesure de débit optimale.
	Mesure de débit	Eau, effluents ;	Voir figure (a)	5 $\mu\text{S/cm}$ ou 50 $\mu\text{S/cm}$ , pour



<b>Débitmètre à pression différentielle</b>	volumique, très répandue dans le milieu industriel et également utilisée pour les conduites à grand diamètre ;	Acides, bases, émulsions aqueuses, etc...		une mesure de débit optimale.
<b>Débitmètres ultrasoniques</b>	Mesure de débit volumique, sans contact, la solution économique pour les conduites à grand diamètre ;	Eau, effluents ; Acides, bases, émulsions aqueuses, etc...	Voir figure (a)	5 $\mu\text{S}/\text{cm}$ ou 50 $\mu\text{S}/\text{cm}$ , pour une mesure de débit optimale



Fig.a: exemple d'appareil de mesure des débits

### b. Mesure du débit gazeux

Les mesures de débit volumique ou massique des gaz sont très répandues dans les industries métallurgiques, chimiques et pétrochimiques.

Des mesures de débit de gaz sont également implantées sur des installations où le gaz naturel est utilisé comme combustible de chaudière.

Type de débitmètre	Principe de mesure	Figure	Type de gaz
<b>Débitmètres massiques coriolis</b>	Mesure directe de débit massique pour les gaz industriels avec une grande précision de mesure.	Voir figure (b)	Hélium, azote, oxygène, CO <sub>2</sub> , gaz naturel, air, rejets gazeux, etc...;
<b>Débitmètres vortex</b>	Mesure de débit volumique avec de très faibles pertes de charge, par exemple pour l'air comprimé et le gaz naturel.	Voir figure (b)	Hélium, azote, oxygène, CO <sub>2</sub> , gaz naturel, air, rejets gazeux, etc...;
<b>Débitmètres massiques</b>	Mesure directe de	Voir figure (b)	Hélium, azote,

<b>thermiques</b>	débit massique dans une large gamme de débit et de diamètres de conduites.		oxygène, CO2, gaz naturel, air, rejets gazeux, etc...;
<b>Débitmètres à pression différentielle</b>	Mesure de débit volumique très répandu dans le milieu industriel.	Voir figure (b)	Hélium, azote, oxygène, CO2, gaz naturel, air, rejets gazeux, etc...;



Fig.b: exemple d'appareil de mesure des débits gazeux

**c. Mesure des vapeurs:**

La mesure de débit volumique de vapeur est essentielle dans le cadre de la distribution d'énergie.

Type de débitmètre	Principe de mesure	Type de vapeur	Figure	Domaine d'utilisation
<b>Débitmètre vortex</b>	Mesure de débit volumique,	Vapeur surchauffée pour	Voir figure (c)	Pour les applications haute pression,

	économique pour de larges gammes de débit avec de faibles pertes de charge.	l'alimentation des turbines de la production d'énergie ;		haute température et les conduites à grand diamètre
<b>Débitmètres à pression différentielle</b>	Mesure de débit volumique très répandue dans le milieu industriel,	Vapeur surchauffée pour l'alimentation des turbines de la production d'énergie	Voir figure (c)	Pour les applications haute pression, haute température et les conduites à grand diamètre



Fig.c: exemple d'appareil de mesure des vapeurs



### 1.3. Choix d'un capteur

Tous les capteurs présentent deux parties distinctes. Une première partie qui a pour rôle de détecter un événement et une deuxième partie qui a pour rôle de traduire événement en un signal compréhensible d'une manière ou d'une autre par une partie PC.

Pour choisir correctement un capteur, il faudra définir tout d'abord

- Le type d'événement à détecter,
- La nature d'événement
- La grandeur d'événement
- L'environnement d'événement.

En fonction de ces paramètres on pourra effectuer un ou plusieurs choix pour un type de détection.

D'autres éléments peuvent permettre de cibler précisément le capteur à utiliser:

- Ses performances
- Son encombrement
- Sa fiabilité
- La nature du signal délivré (électrique, pneumatique)
- Son prix...

#### a. Capteur roue dentée

##### Description

- Utilisable dans toutes les situations où la vitesse de rotation peut se mesurer sur une roue dentée ;
- Principalement pour les Ultra RL, RV-1 et RV-2, mais pouvant servir sur tous les autres instruments mesurant les Tours/mn.



Fig.a: exemple de capteur roue dentée

## b. Capteur effet Hall

### Description

- il permet de réaliser une prise de mesure isolée
- utilisable dans toutes les situations où la vitesse de rotation peut se mesurer par la pose d'aimant;
- principalement pour les Ultra, RV-x, mais pouvant servir sur tous les autres instruments mesurant les Tours/mn.



Fig.b: exemple de capteur à effet hall

Pour cloturer notre étude sur le choix du capteur, nous allons voir l'étude et fonctionnement du capteur Flow X<sub>3</sub> utilisé pour la consommation de carburant au niveau d'un avion.

### 1.3.1. Etude du capteur Flow X3 F3.00

La simplicité et la fiabilité du capteur de débit FlowX<sub>3</sub> F3.00 autorisent son utilisation sur n'importe quel fluide, sans particule solide en suspension.

Le système de rotor à palette du capteur F3.00 mesure la vitesse du fluide à partir de 0.15m/sec produisant une fréquence de sortie linéaire.

#### Caractéristiques Principales :

- corps du capteur disponible en acier inox ;
- système rapide à insertion ;
- haute résistance chimique ;
- version à batterie ;
- option de sortie 4-20 mA ;

### 1.3.2. Etude du capteur Flow X3 F3.05

Le capteur de présence de fluides FlowX3 F3.05 est préconisé pour protéger une pompe du fonctionnement à vide ou de vannes fermées.

Le capteur F3.05 est doté d'un micro-interrupteur électromécanique qui est activé lorsque la vitesse du fluide descend sous le niveau de seuil fixe établi à 0.15 m/sec.

#### Caractéristiques Principales

- corps du capteur en acier inox 316 ;
- système facile à insertion ;
- haute résistance chimique ;
- relais d'alarme No-Flux ;
- sans entretien ;
- pertes de charges réduites.

### 1.4. Les capteurs du débit les plus utilisés en aéronautique

#### a. Capteur du type AWM90000



Fig.a: exemple du capteur AWM90000

#### Caractéristique:

- sondes du courant de masse pour les gaz;
- production: mV;
- gamme du courant: de 0 à  $\pm 200$  mA;
- basse consommation;
- temps de la réponse rapide.

**b. Capteur du type AWM2000**

Fig.b: exemple du capteur AWM2000

## Caractéristique:

- sondes du courant de masse pour les gaz;
- production: mV, enracinement carré et linéaire;
- gamme du courant: 0 à 1000 mA;
- temps de la réponse rapide.

**c. Capteur du type AWM3000**

Fig.c : exemple du capteur AWM3000

## Caractéristique:

- Sondes du courant de masse pour les gaz;
- production: V, mA, enracinement carré et linéaire;
- gamme du courant: 0 à 1000 mA;
- temps de la réponse rapide.

**d. Capteur du type AWM40000**





Fig.d : exemple du capteur AWM40000

#### Caractéristique

- sondes du courant de masse pour les gaz;
- production: mV, V, enracinement Gaffé et linéaire;
- gamme du courant: de 0 à  $\pm 25$  et de 0 à  $\pm 1000$  sccm, ou encore de 0 à 6 slpm;
- temps de la réponse rapide.

#### e. Capteur du type AWM700



Fig.e : exemple du capteur AWM700

#### Caractéristique:

- sondes du courant de masse pour les gaz;
- production: V, enracinement carré;
- gamme du courant: de 0 à 200mA;
- temps de la réponse rapide.



## 2.1. Définition

Le débitmètre est un instrument destiné à mesurer la consommation instantanée de carburant d'un réacteur ainsi que la consommation depuis la mise en route jusqu'à l'atterrissage.

### 2.1.2 / La chaine de mesure du débitmètre carburant

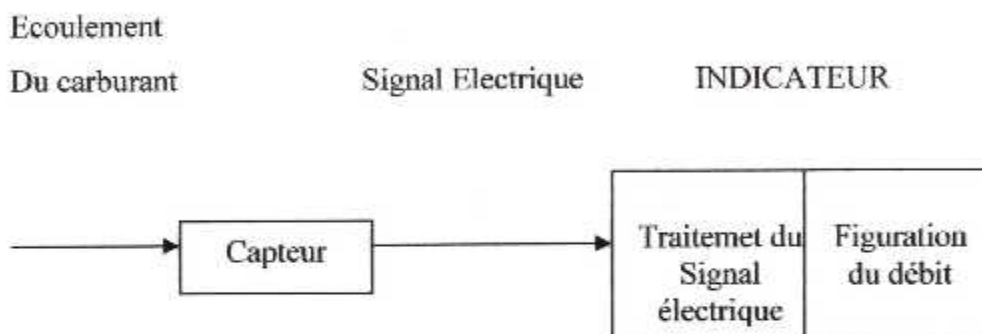


Fig.2.1 : exemple de la chaine de mesure du débitmètre

L'écoulement se fait au niveau du capteur dont le capteur lui même génère un signal électrique. Ce dernier est traité et puis configuré au niveau de l'indicateur.

## 2.2. Etude du système carburant chez l'Air bus A330

### 2.2.1. Définition

Le système carburant est conçu pour permettre à un avion un long rayon d'action et a pour rôle de donner une capabilité a une mission de grande distance.

Le système inclut le circuit de passage du carburant et l'instrumentation électrique nécessaire pour son contrôle .Il indique la quantité du carburant dans les réservoirs, et informe l'équipage du bon fonctionnement du système ou non.

Le système carburant a pour rôle de :

- stocker le carburant principal dans les réservoirs
- Contrôler et fournir la quantité désirée du carburant pendant l'opération de remplissage
- Fournir le carburant aux moteurs et à l'APU
- Vérifier et contrôler le déplacement du CG de l'avion.

- Afficher des indications sur les écrans de visualisation dans le cockpit.
- largage de carburant

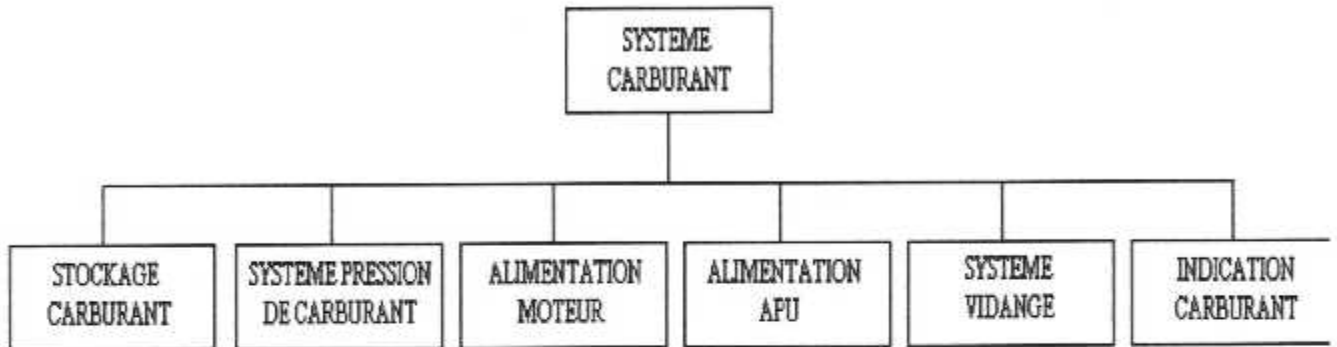


Fig.2.2.1 : Organigramme des différentes fonctions du système carburant.

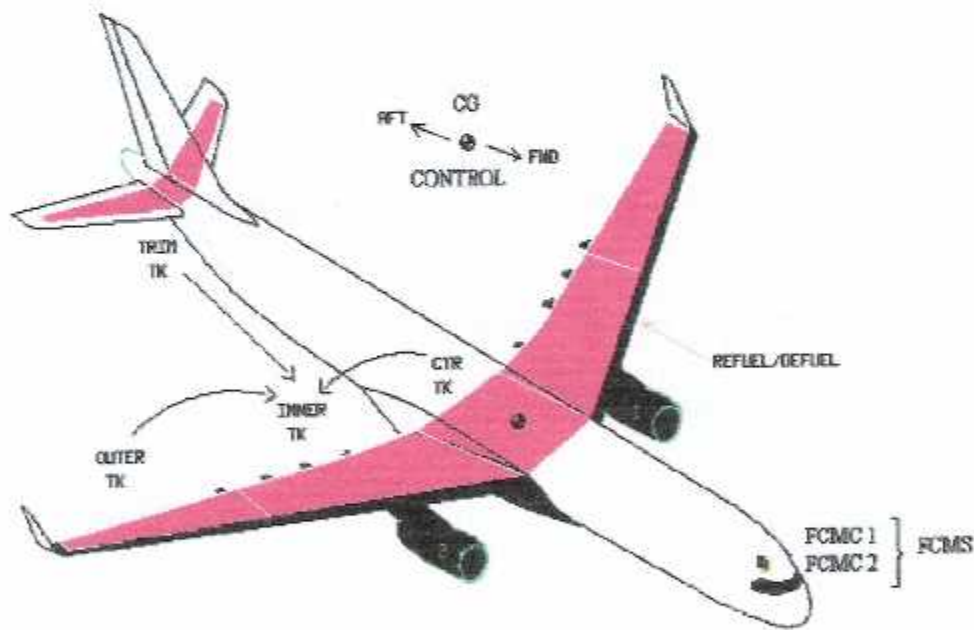


Fig.2.2.1-1 : l'emplacement des réservoirs dans l'avion

### 2.2.2. Stockage du carburant

Lorsqu'on parle du carburant on parle immédiatement du stockage. Le carburant est stocké au niveau des réservoirs. Voir la figure 2.2.1-1.



L'avion comporte six réservoirs et trois systèmes de mise à l'air libre, ces derniers sont considérés comme des réservoirs temporaires pour le carburant qui peut être aspiré au niveau du circuit de mise à l'air libre.

Les réservoirs sont reliés directement aux moteurs. Ils sont reliés aussi entre eux au moyen d'un système de tuyauterie qui permet différents modes de fonctionnement

L'avion a quatre réservoirs structuraux principaux dénommés 'main fuel tanks' et deux réservoirs auxiliaires.

Les réservoirs sont installés comme suite :

- Un réservoir extérieur à gauche et à droite 'outer tank' (dans chaque aile)
- Un réservoir intérieur à gauche et à droite 'inner tank' (dans chaque aile)
- Un réservoir central 'center tank' (dans le centre d'aile)
- Un réservoir d'équilibrage 'trim tank' (dans le THS : trimmable horizontal stabilizer)

Le réservoir intérieur est l'intermédiaire entre tous les réservoirs et le moteur, car il alimente le moteur à partir du carburant fourni par les autres réservoirs.

Il y a cinq réservoirs de carburant dans les ailes et un réservoir de carburant dans le THS comme le montre la figure 2.2.1-3.

La capacité de carburant de chaque réservoir est montrée dans le tableau 2.2.1-2. Il y a aussi trois réservoirs d'air appelés 'fuel surge tank', ceux-ci sont localisés :

- Un dans chaque aile.
- Un dans la section droite du THS.

Chaque réservoir de carburant est une partie de la structure intégrante d'avion. L'intérieur de chaque réservoir est induit d'une peinture qui contient du chromate. Toutes les matières employées pour sceller les réservoirs sont entièrement résistantes à tous les carburants et additifs de carburant.

Réservoir carburant	Extérieur gauche	Intérieur gauche	central	équilibre	Intérieur droit	extérieur droit	total
volume (litre)	3650	42000	41560	6230	42000	3650	139090
(US gal)	964	11095	10979	1646	11095	964	36743
Poids	2865	32970	32625	4891	32970	2865	109186

(kg)							
(lb)	6316	72686	71926	10783	72686	6316	240714

SG = 0.785

Tableau 2.2.1-2 : Capacité des réservoirs

Une capacité de 0,23% est inutilisable dans les réservoirs.

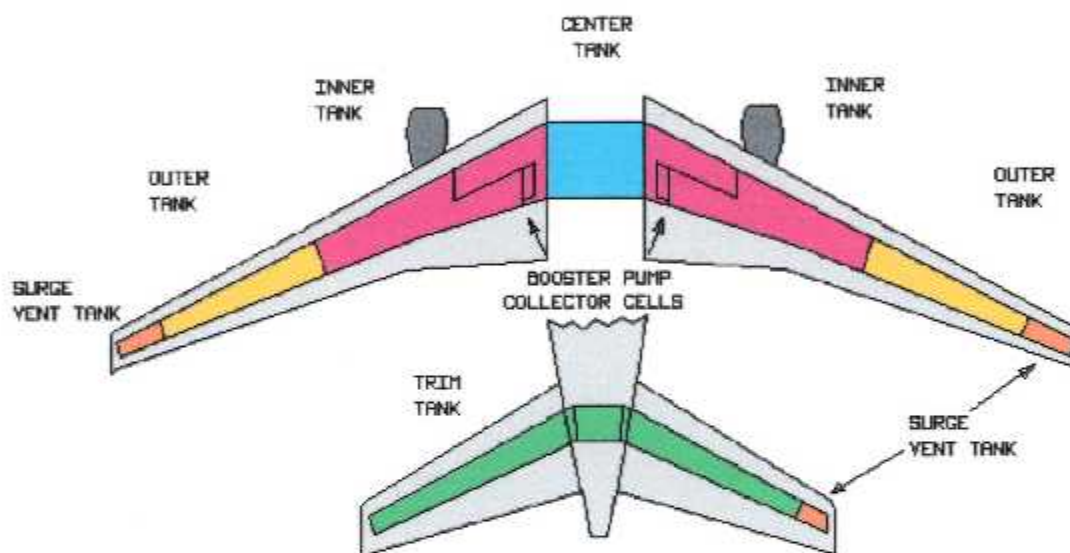


Figure 2.2.1-3 : Présentation des réservoirs dans L'A330-200

**2.2.3. Système de mise à l'air libre de réservoir**

Ce système conserve la pression atmosphérique, on constate une grande différence entre la pression intérieure et extérieure dans les réservoirs. Si un réservoir déborde pendant un remplissage ou un transfert de carburant ce système peut contenir ce carburant.

**Système de refoulement**

Si l'eau entre dans le carburant du réservoir d'équilibre on emploie le système pour drainer cette eau.

Ce système utilise la pompe de transfert d'équilibre et deux jet pompes qui fonctionnent quand ces conditions se produisent en même temps :

- L'avion est en vol et le train d'atterrissage et les lamelles (slats) sont entrés.
- Il y a plus de **200 Kg (441 livres)** de carburant dans le réservoir d'équilibre.

#### **2.2.4. Sécurité**

Le système carburant inclut les propriétés de conception qui empêchent toute incendie du carburant dans le réservoir. Ces propriétés empêchent :

- Les défauts électriques ou par frottement mécanique.
- L'augmentation de la température de carburant.
- L'augmentation de la densité de vapeur de carburant provoquée par des fuites.
- Les fuites de carburant sur les surfaces chaudes.

#### **2.2.5. Distribution**

Le système de distribution de carburant est dans cinq parties :

- L'alimentation de moteur.
- L'alimentation de carburant de l'APU (auxiliary power unit).
- Le système remplissage/vidage (refuel/defuel).
- Le circuit principal de transfert du carburant entre les réservoirs.
- Le système de transfert d'équilibre.

##### **a. Le système de pompe principale**

Ce système assure le carburant aux moteurs à partir des réservoirs intérieurs. Le système à quatre pompes principales et deux autres de secours, habituellement seulement les pompes principales fonctionnent mais la pompe de secours relative démarre automatiquement si une pompe principale a une anomalie.

La valve d'alimentation croisée (crossfeed valve) divise le système en deux parties, chaque partie contient deux pompes principales et une de secours qui alimente le moteur. Mais avec la valve ouverte il est possible qu'une pompe assure le carburant aux deux moteurs.

##### **b. Le système de pompe de l'APU (auxiliary power unit)**



Le système de pompe de l'APU assure le carburant nécessaire pour actionner l'APU en toutes phases d'opération, ce système à deux pompes d'alimentation de carburant; une est installée dans la section centrale de l'aile, elle fournit du carburant à la ligne de transfert du réservoir d'équilibre et la ligne de l'APU quand le système de transfert d'équilibre ne fonctionne pas. Une deuxième pompe est installée dans la section de cône de queue, elle fournit le carburant de la ligne de transfert du réservoir d'équilibre vers l'APU quand le trim transfert système fonctionne.

La commande de la pompe est automatique et dépend des conditions de fonctionnement.

### **c. Le système de remplissage/vidage**

Le système de remplissage/vidage commande l'écoulement du carburant dans ou hors de l'avion. Le remplissage est commandé à partir du cockpit ou d'un panneau de commande qui se situe au dessous de l'avion coté droit, un vidage est seulement commandé du panneau de commande.

Il y a un système de remplissage/vidage qui est l'interface entre le système et la source extérieur du carburant. Chaque accouplement peut se relier à deux tuyaux de remplissage/vidage :

#### **c-1. Remplissage**

Il y a deux procédures différentes pour remplir l'avion :

- remplissage sous pression (automatique ou manuel).
- Le débordement.

Pour remplir les réservoirs à leur capacité maximale, l'avion doit être se conformer à la donnée d'attitude au sol, avec un remplissage à pression de **3,45 bar** de quatre tuyaux de carburant, le temps minimal est approximativement **33 minutes**.

#### **c-2. Vidage :**

On distingue aussi deux procédures qui sont :

- vidage sous pression.
- L'aspiration (la vidange externe de source pour vidanger le carburant).

Ces deux procédures peuvent être employées en même temps pour augmenter le taux de vidage.

#### d. Le système de transfert principal

Ce système commande l'écoulement du carburant des réservoirs externes et le réservoir central aux réservoirs intérieurs. Le système utilise des pompes carburant pour transférer le carburant du réservoir central aux réservoirs intérieurs. Le transfert du carburant des réservoirs externes aux réservoirs intérieurs se fait par gravité.

Le système de commande et de surveillance de carburant (FCMS) contrôle automatiquement le système, mais l'équipage peut le commander manuellement de cockpit en cas de besoin.

#### e. Le système de transfert d'équilibre

Le système de transfert d'équilibre contrôle le centre de gravité (CG) de l'avion. Pour cette fonction le système transfère le carburant des ailes au réservoir d'équilibre (transfert arrière) ou du réservoir d'équilibre aux ailes (transfert vers l'avant), ce mouvement de carburant change le CG de l'avion. Le système fonctionne automatiquement mais l'équipage peut manuellement placer un transfert vers l'avant. Le FCMS calcule le CG de l'avion et compare le résultat à une valeur cible. Au besoin, le FCMS prend alors une décision pour déplacer le carburant vers l'avant ou l'arrière pour contrôler le CG. En général seulement un transfert arrière est fait pendant un vol.

Le FCMS s'occupe de deux types de transfert :

Vers l'arrière quand :

- le CG calculé est moins que la cible CG sans 0,5% corde aérodynamique moyenne
- le train d'atterrissage et les lamelles sont entièrement rétractés.
- Le réservoir d'équilibre n'est pas plein.
- L'avion est au dessus de 25500ft (7772m).

Vers l'avant quand :

- Le CG calculé est plus grand que la cible CG.
- Le système de largage est placé sur 'ON'.
- L'avion descend en dessous de 24500ft (7468m).



### 2.2.6. Système de largage

Le système de largage permet de vider une partie du carburant de l'avion en vol. L'équipage commence manuellement l'opération du largage à partir du cockpit.

Ce système est utilisé quand il y a une nécessité d'atterrir dans un aéroport de dégagement à cause d'une anomalie, mais le problème qui se pose c'est que le poids de l'avion est supérieur que le poids maximal limité à l'atterrissage. La seule solution est de garder le carburant suffisant pour l'atterrissage et larguer le surplus de carburant pour diminuer le poids. Le taux de largage est approximativement **1080 kg/min**.

### 2.2.7. Système de commande et de surveillance de carburant

**FCMS** (fuel control and monitoring system)

Le **FCMS** commande la plupart des fonctions automatiques du système carburant, les composants primaires du **FCMS** sont les deux computers de surveillance le **FCMC1** et le **FCMC2** comme secondaire.

Le **FCMS** assure généralement les fonctions suivantes :

- Calculer la quantité de carburant.
- Calculer la température de carburant.
- Calculer le centre de gravité de l'avion.
- Commander le **CG** de l'avion par le système de transfert.
- Commander le système de transfert principal.
- Contrôler une opération automatique de remplissage.
- Arrêter l'opération de remplissage ou de vidange si la configuration de carburant n'est pas sûre.
- Donner les informations du système carburant aux d'autres circuits de bord.
- Recevoir les signaux de carburant et prendre les décisions nécessaires.
- Surveiller le système carburant et rapporter les anomalies à l'ordinateur central de maintenance (**CMC**).
- Arrêter une opération de largage.

La figure 2.2.7 résume les différentes fonctions du **FCMS**.

Le système **FCMS** dispose aussi d'un système de signalisation qui donne des indications par l'intermédiaire de capteur adéquat, ce procédé sert à donner :

- le niveau du carburant
- la quantité et la température.

Ces indications sont affichées au niveau de l'ECAM ou équipements associés.

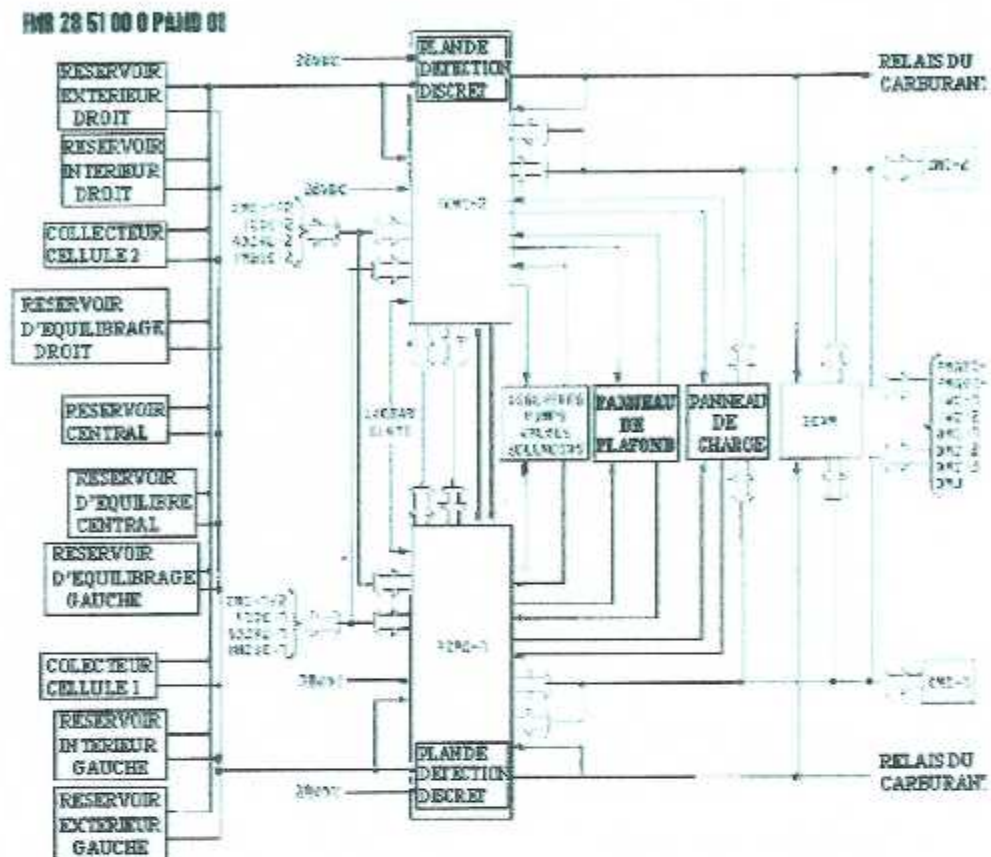


Fig.2.2.7 : schéma de fonctionnement du FCMS

### 2.3. Fonctionnement du système carburant

#### 2.3.1. L'environnement du système carburant

Le système carburant occupe un volume important de la totalité de l'avion. Il contient :

- des valves et des pompes pour l'opération de transfert et de passage du carburant
- des systèmes de contrôle et de surveillance du système carburant
- des indicateurs de plusieurs paramètres

Tous ces éléments ont pour rôle d'améliorer la sécurité et la fiabilité.

#### 2.3.2. Notion de Bus

**2.2.6. Système de largage**

Le système de largage permet de vider une partie du carburant de l'avion en vol.

Le courant électrique est nécessaire pour le fonctionnement de la majorité des éléments du système carburant. Le passage de ce courant entre les équipements est réalisé à partir des barres bus d'alimentation qui sont classifiées en 3 types :

- ❖ Barre bus normal : assure l'alimentation des équipements dans le cas du vol normal sans panne de génération électrique.
- ❖ Barre bus essentiel : assure l'alimentation lorsque le réseau normal est hors service dont l'alimentation est faite à l'aide d'un sélecteur.
- ❖ Barre bus dernier secours : assure l'alimentation lorsque les générateurs sont en panne, la seule source d'énergie électrique est constituée par les batteries.

Le constructeur fait des symboles spécifiques pour chaque bus (voir annexe A).

Ces barres bus fournissent le courant électrique à l'équipement donné :

1) DC ESS BUS (4PP) :

- a) 401 PP: \* la valve d'alimentation croisée (moteur 1).
  - \* la valve de transfert du réservoir intérieur.
  - \* la valve auxiliaire de transfert vers l'avant.
- b) 403 PP: \* la commande de dépassement de système principale du transfert.
  - \* la commande de la pompe gauche 2.

2) HOT BUS 1 (701PP) :

- \* les valves (1) et (2) du moteur 1.
- \* la valve d'isolement d'APU (moteur 1).
- \* la valve d'APU.

3) HOT BUS 2 (702 PP) :

- \* la commande de la pompe d'APU.

4) AC ESS BUS SHED (4XP):

- \* l'alimentation de la pompe principale gauche.
- \* l'alimentation de la pompe principale droite.

5) DC ESS BUS/SHED (801 PP):

- \* la valve d'isolement de secours (droite et gauche).

**2.3.3. Schéma synoptique du système carburant**

On peut résumer le fonctionnement du système carburant dans le schéma synoptique de la figure 2.3.3.

Le système carburant se compose en 3 blocs :

### **1<sup>er</sup> Bloc : Remplissage**

D'abord la première opération c'est le remplissage qui est commandée à partir du cockpit, ensuite ce carburant est stocké au niveau des réservoirs.

### **2<sup>ème</sup> Bloc : La distribution**

C'est la plus importante partie car il y a un passage de carburant aux divers éléments du système. Le carburant est envoyé vers :

- ✚ La pompe principale qui alimente le moteur.
- ✚ La pompe de l'APU pour l'alimentation de ce dernier.
- ✚ Les valves de largage s'il y a une nécessité.
- ✚ Le système principal de transfert dont il y a un transfert d'équilibre de et vers le trim tank.
- ✚ Après une commande du FCMS la valve d'alimentation croisée est ouverte donc elle se relie avec la pompe principale s'il y a une nécessité.

### **3<sup>ème</sup> Bloc : Indication**

L'indication de la quantité et de la température est affichée pendant tous les phases de fonctionnement, il y a une indication pour chaque élément contient le carburant.

Tout le système est commandé et surveillé à partir du FCMS qui commande toutes les opérations.

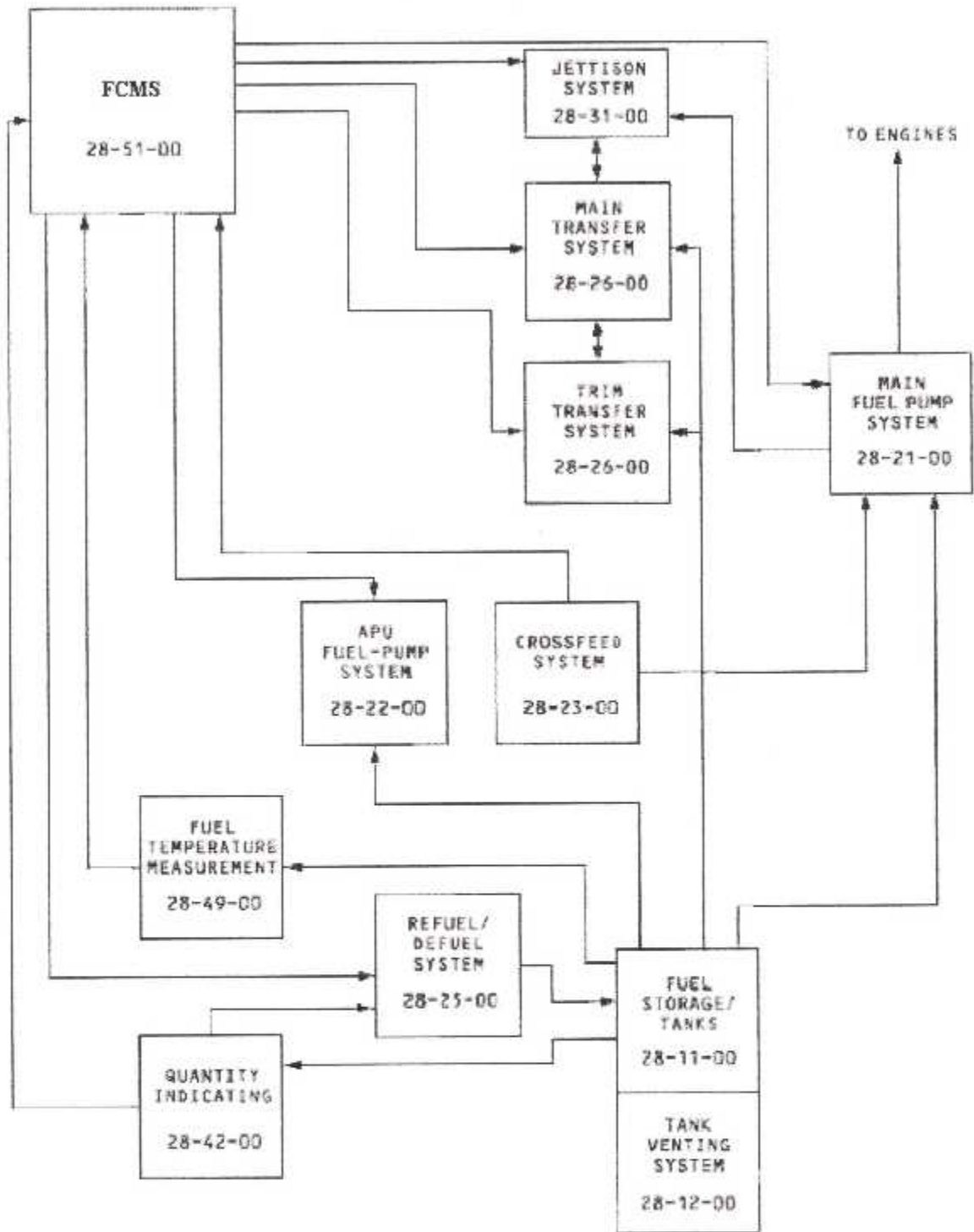


Figure 2.3.3 : Schéma synoptique du système carburant

### 2.3.4. Alimentation

Le système carburant est important cela implique une stratégie d'alimentation spécifique dont les étages du système carburant sont alimentés différemment, pour des raisons de sécurité et de fiabilité.



Nous allons présenter dans cette partie le parcours du signal électrique de quelques étages importants du système carburant :

#### **a/ La valve d'isolement de secours**

Cette valve est dans l'étage de stockage du carburant, elle contrôle l'écoulement du carburant dans les réservoirs (voir la figure a).

Pour actionner les valves d'isolement de secours, il est nécessaire d'avoir :

- le 28VDC SHED ESS BUS (801 PP) ou bien le 28VDC BUS 2 (204 PP) activé.
- le disjoncteur 1QB ou 2QB fermé.

Quand le IT SPLIT L(R) 3QB (4QB) P/BSW est poussé (in) :

- le 28VDC active les deux moteurs électriques du déclencheur relatif
- la valve relative de secours tourne à la position fermée

Quand le même P/BSW est libéré dehors (out) :

- le 28VDC active les deux moteurs
- la valve relative de secours tourne à la position ouverte

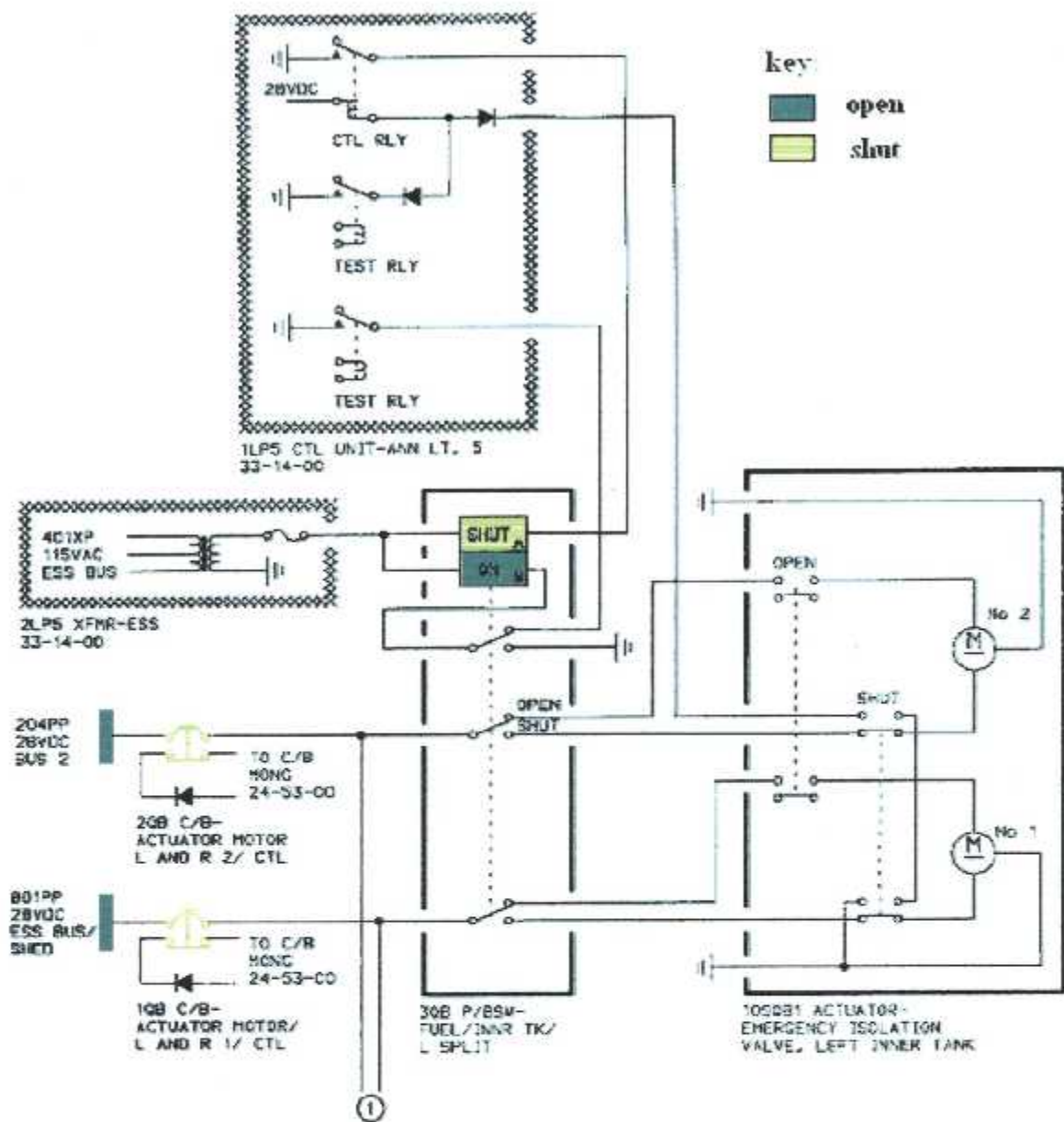


Fig .a : Schéma électrique de la valve d'isolement de secours

**b/ Système de pompe principale**

Les sous ensembles P/BSW sont placés ensemble au dessus, alors les pompes principales fonctionnent sans interruption mais la pompe de secours ne fonctionne pas à moins qu'une pompe principale a une anomalie.

Si une pompe principale est en panne (ou elle est mise sur 'off') la pression de carburant de la pompe diminue .

Lorsque la pression est de 0.41 bar le relais 69QA1 est enlevé par le commutateur de pression. Ce relais relie un approvisionnement 28VDC au conjoncteur 62QA1, qui relie un approvisionnement 11VAC pour activer la pompe de secours 112QA1.

Si les pompes principales et de secours ne fonctionnent pas, il est possible d'obtenir le carburant par gravitation à partir des pompes du moteur. Le moteur cause une aspiration qui tire le carburant par l'admission de pompe de carburant. Il y a des restrictions (données dans le FCOM (Flight Crew Operating Manual)) qui indiquent les niveaux à les quels l'alimentation par gravitation est possible et approuvée. Voir la figure b.

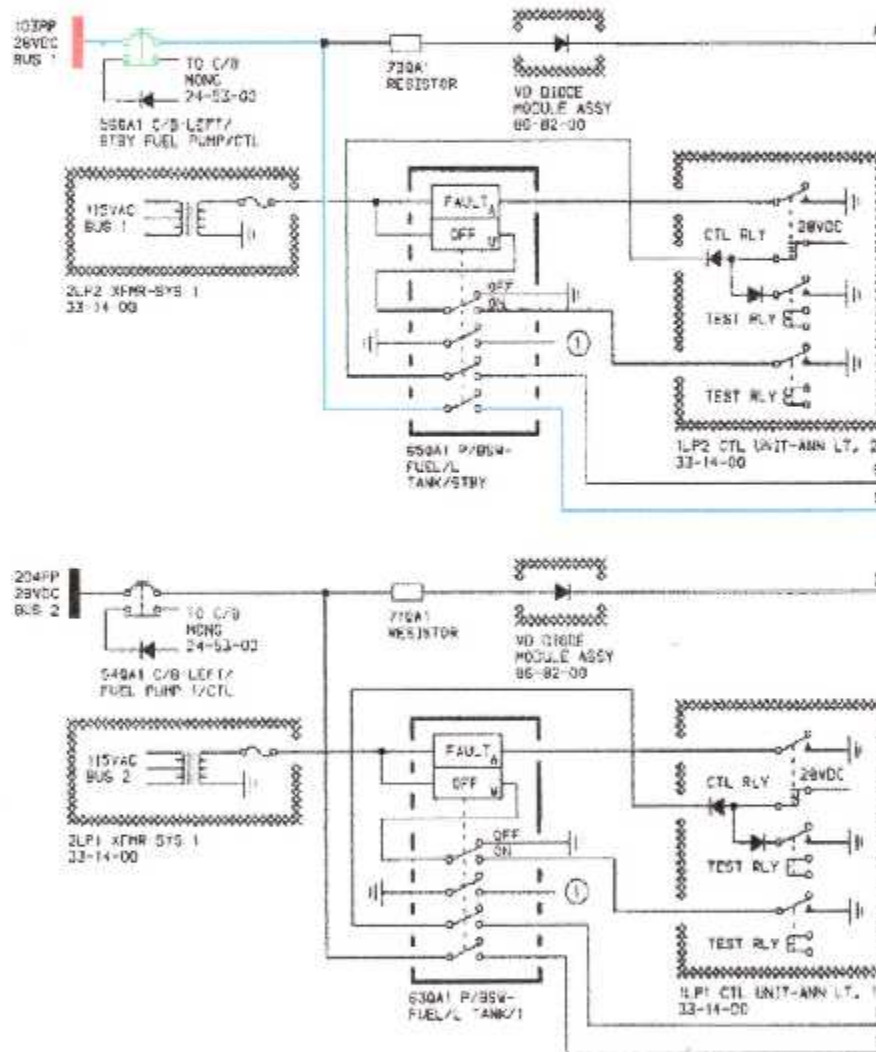


Fig.b : Schéma électrique du système de pompe principale

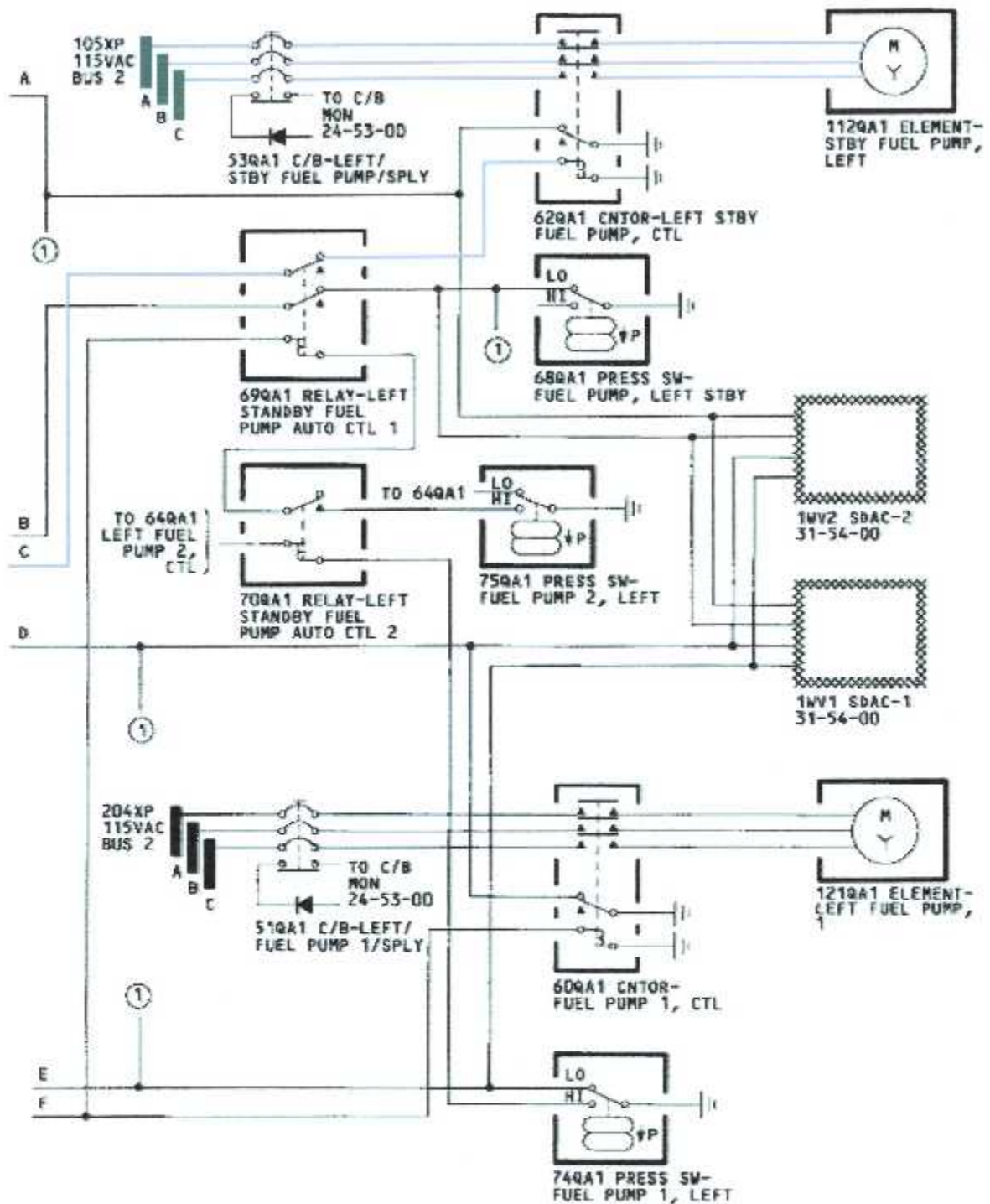


Fig.b-1 : Schéma électrique du système de pompe principale

**c/ Système de pompe de l'APU :**

**c.1. Opération de l'APU au sol**

1- Le début de l'APU avec le groupe de parc

lorsque l'APU commence le ECB59KD active le relais 6QF qui :



- relie l'approvisionnement 28VDC au circuit ouvert du déclencheur de valve 4QF
- active le relais 13QC qui fournit le 28VDC au relais 11QC
- active le relais 14QC

Lors le fonctionnement au sol la valve d'isolement du trim tank 702QN est fermé, cette position fermée active le relais 8QF.

**2-** Le début de l'APU avec la batterie : la barre omnibus 101XP n'est pas activée par la batterie donc la pompe d'alimentation de carburant est désactivée. Quand l'APU démarre la BCE 59KD active le relais 6QF qui :

- relie l'approvisionnement 28VDC au circuit ouvert du déclencheur de valve 4QF.
- active le relais 13QC qui fournit le 28VDC au relais 11QC.
- active le relais 14QC.

### **c.2. Opération de l'APU pendant le remplissage du trim tank :**

Quand l'APU commence, le système de commande de la pompe de l'APU :

- ferme la valve d'isolement de carburant 5204QA (si ouverte)
- active le relais 11QC
- arrête l'alimentation vers l'avant de la pompe
- active le relais 11QC

### **c.3. Opération de l'APU en vol :**

**1-** début de l'APU en vol :

lorsque l'APU démarre la BCE59KD active le relais 6QF qui :

- active le relais 13QC et 10QC.
- relie l'approvisionnement 28VDC au circuit ouvert du déclencheur de valve 4QF.
- active le relais 12QC.

**2-** Opération de l'APU en dessous de 25500 pi (7770m) : quand l'APU est mise en marche le système de commande de pompe d'APU ouvre la valve d'isolement de carburant.

**3-** Opération de l'APU en dessus de 25500 pi (7770m)



lorsque l'avion s'élève au dessus de FL255 la valve d'isolement 702QN s'ouvre et désactive le relais 8QF. Voir la figure c.

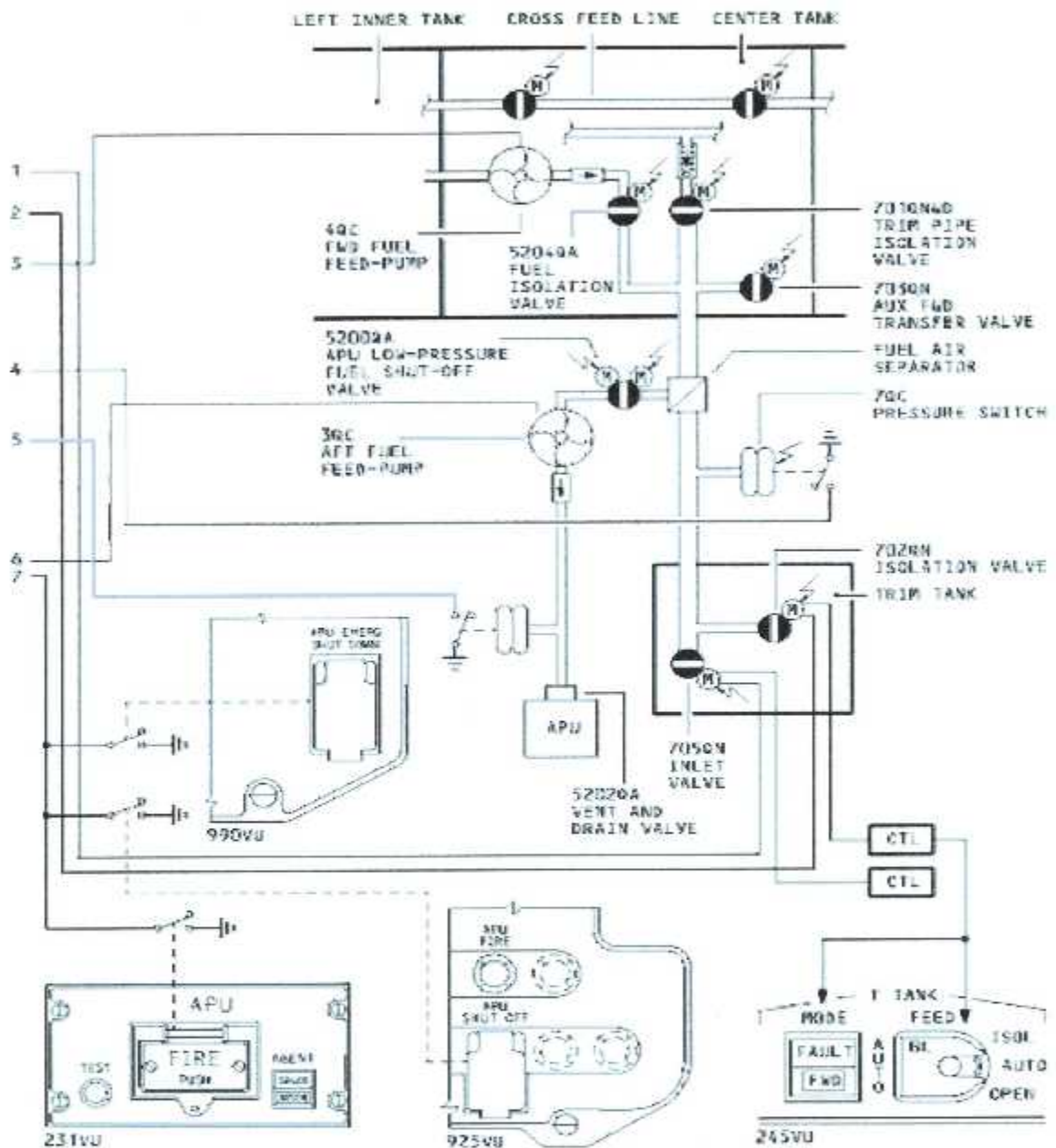


Fig.c: Schéma électrique du système de pompe de l'APU

**d. Système de l'alimentation croisée :**

Pour contrôler manuellement ce système d'alimentation on actionne la valve 3QE de la figure d. Pour cela il est nécessaire d'avoir :

- L'autobus 28VDC BUS 2 206 PP ou le 28VDC ESS activé.
- Le disjoncteur 1QE ou 2QE fermé.

Quand la valve de l'alimentation croisée (3QE) P/BSW est poussée (in) :

- l'approvisionnement 28 VDC active les deux moteurs électriques.
- La valve d'alimentation croisée tourne à la position 'ouverte'.

Quand le même P/BSW est libéré (out) :

- L'approvisionnement 28 VDC active les deux moteurs électriques.
- La valve d'alimentation croisée tourne à la position 'fermée'.

L'opération automatique est utilisée : si une opération de largage est sollicitée, les relais font ouvrir la valve d'alimentation croisée. Voir la figure d.

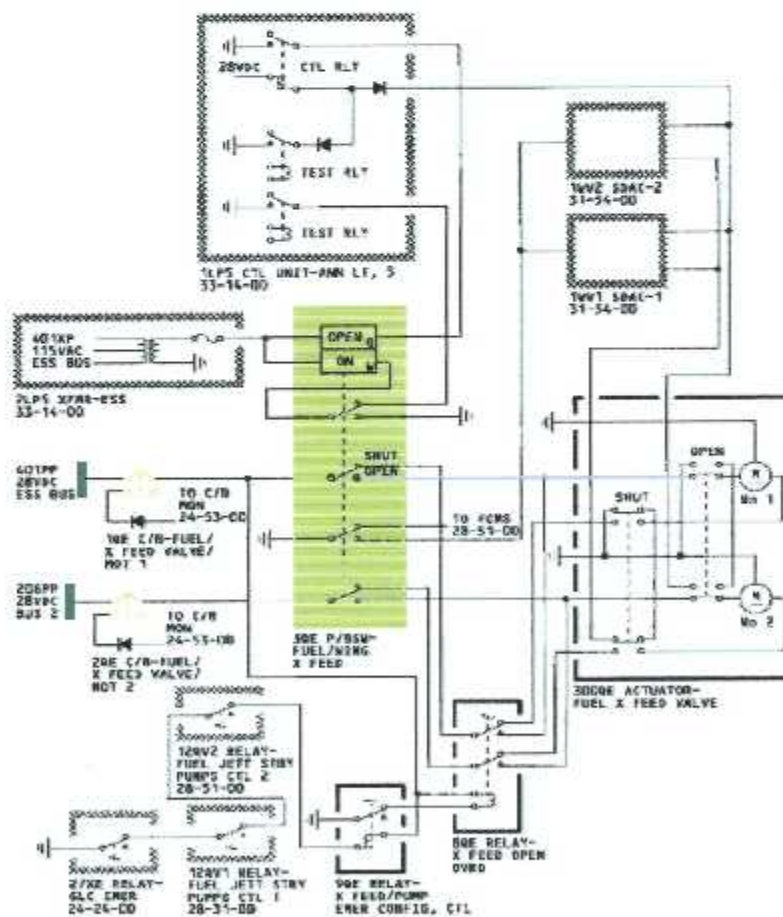


Fig.d: Schéma électrique de la valve d'alimentation croisée

### 2.3.5. Les panneaux de commandes

La commande du système carburant est automatique mais l'équipage peut commander ce système manuellement si c'est nécessaire. Cette commande est faite à partir des panneaux de commande situés au niveau du cockpit comme l'indique la figure 2.3.5.

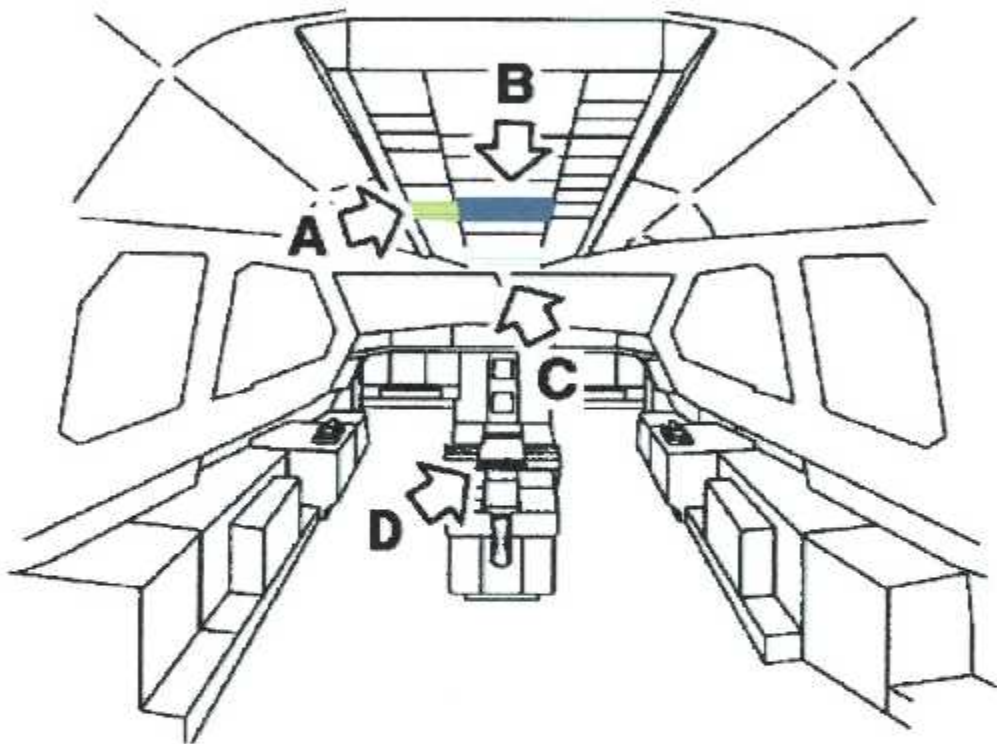


Fig.2.3.5 : Localisation des panneaux de commande dans le cockpit

- Le panneau supérieur du cockpit 'A' : situé dans la partie gauche du cockpit, voir la figure 2.3.5-1, il assure la commande de :
- Les valves de largage.
  - Les valves d'isolement dans le réservoir intérieur.

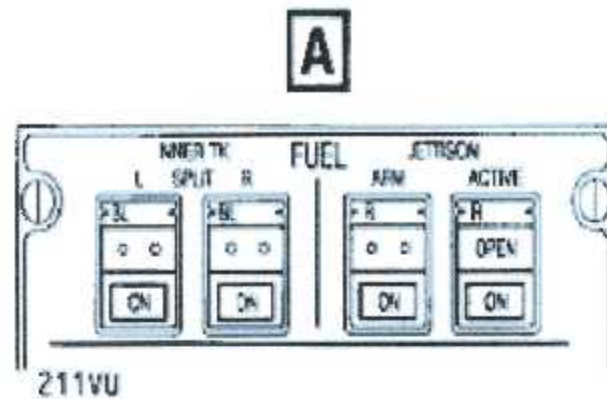


Figure 2.3.5-1: Le panneau de commande 'A'

➤ Le panneau supérieur du cockpit 'B' : situé dans le plafond du cockpit, voir la figure 2.3.5-2, il assure la commande de :

- les pompes principales de carburant et les pompes secours.
- La valve d'alimentation croisée.
- Les pompes de transfert de carburant.

Cette commande est réalisée avec les commutateurs du panneau.

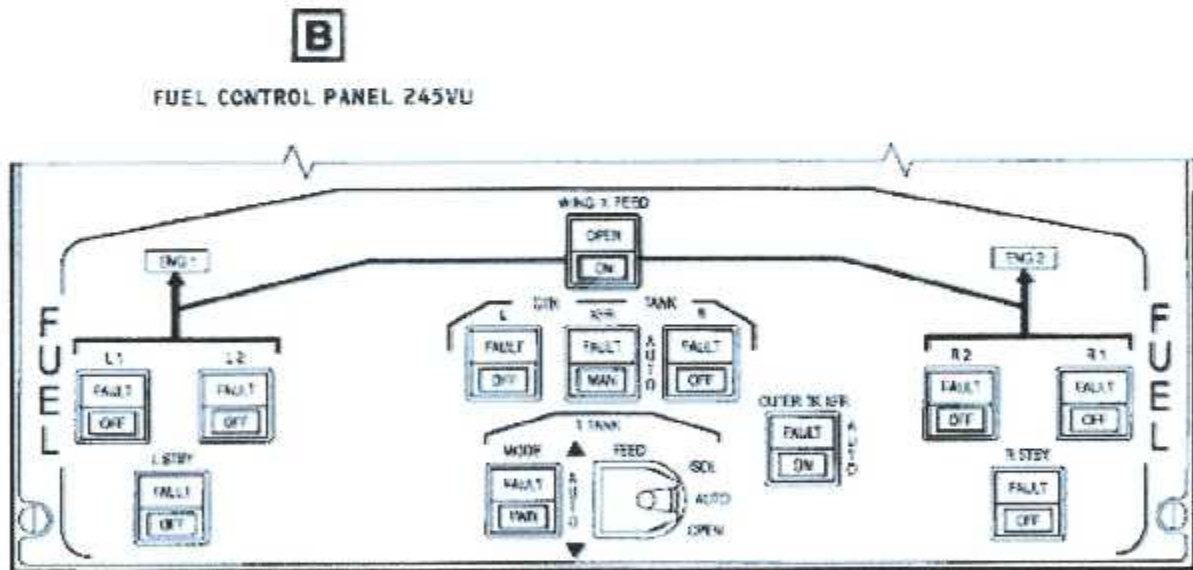


Figure 2.3.5-2 : Le panneau de commande 'B'

➤ Le panneau supérieur du cockpit 'C' : situé en dessous du panneau 'A', voir la figure 2.3.5-3, son commutateur de poussée de feu de l'APU sert à fermer la valve de l'APU.



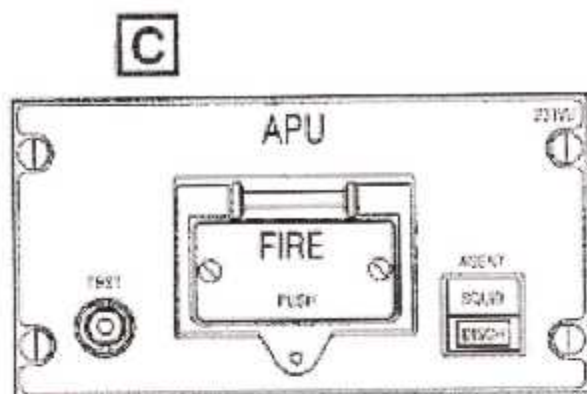


Figure 2.3.5-3: Le panneau de commande 'C'

➤ Le panneau de commande 'D' : situé après la manette de gaz, voir la figure 2.3.5-4, les commutateurs 'ENG MASTER' sur ce panneau commandent les valves des moteurs.

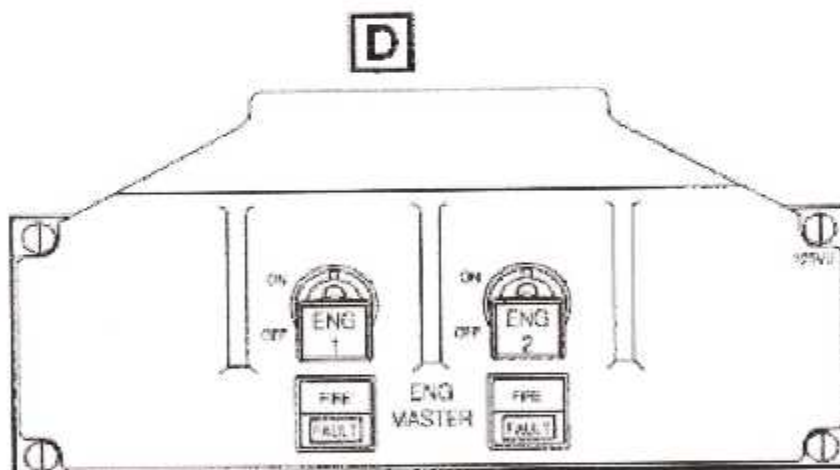


Figure 2.3.5-4 : Le panneau de commande 'D'

## 2.4 / La chaîne de mesure et les équipements de l'indicateur de la quantité de carburant 'Boeing 737-600'

### 2.4.1 / Le FQPU (L'UNITE PROCESSEUR DE LA QUANTITE DU CARBURAT).



Le FQPU relie deux isolateurs 28v de propulseurs des sources à la fois. L'unité processeur de la quantité du carburant opère quand un ou les deux des sources ont la charge

Propulseurs des sources :

le FQPU peut recevoir la charge de chacun de ces trois sources:

- 28vdc voyagent par bus 1 ;
- 28vdc bus de la pile chaude ;
- 28vdc bus de la pile.

La source des charges normalement disponible est le 28v dc de la batterie du bus.

Le transformateur redresseur **3 (TRU3)** est la source des charges normale pour ce bus. Cependant, la batterie ou chargeur de la batterie peuvent fournir aussi la charge à ce bus si le **TRU3** n'est pas disponible et l'interrupteur de la batterie est placé sur **ON**.

Quand la porte du poste de remplissage est placé sur **FERME** l'unité processeur vient de 28dc **bus 1**.

On doit avoir le propulser **AC** sur, l'air plane propulser ce bus.

Quand la porte du poste remplissage est ouverte l'unité processeur vient de 28v dc bus de la batterie chaude. La pile fournit la charge à ces bus. Il n'est pas nécessaire à mettre l'interrupteur de la pile sur la position **ON** pour propulser ce bus.

Lorsque l'interrupteur de l'épreuve de l'indication du carburant est placé sur la position **BYPASS** l'unité processeur vient de 28v dc de la batterie chaude de ce bus.

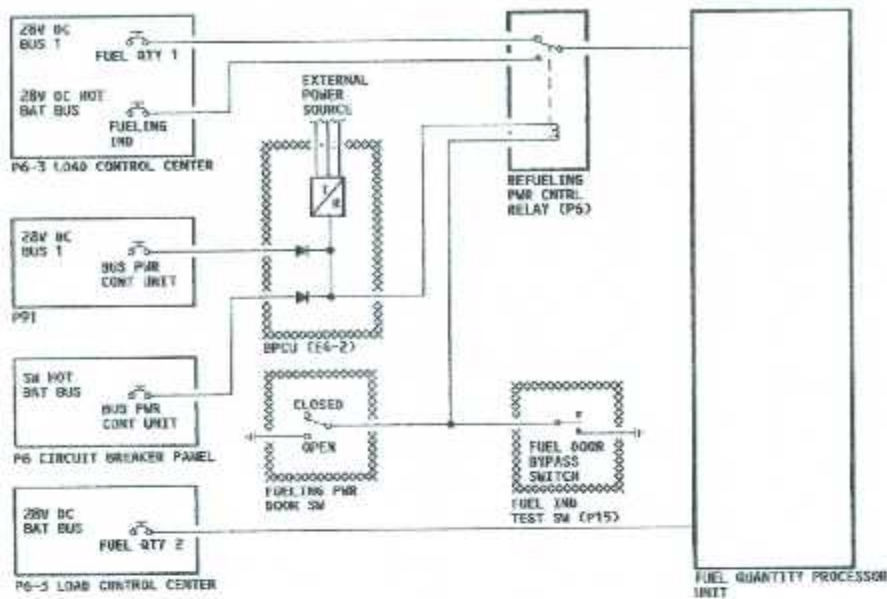


Fig.2.4: exemple de la chaîne de mesure de l'indicateur de la quantité de carburant

## 2.5 / Les différents éléments montrant la quantité de carburant chez le Boeing 747

Divers éléments sont disponibles pour répondre aux différents besoins.

Ils offrent des débits dans une variété de styles et de matériaux antifriction et de différentes façons, soit analogiquement, soit numériquement.

### 2.5.1 / Numérique

On prend l'exemple du débitmètre à signal alternatif :

- Figuration par aiguille indicatrice ou par un index se déplaçant au périphérique du cadran



Fig.2.5.1 : exemple du débitmètre à signal alternatif

L'indicateur du débit carburant indique le débit massique instantané en Kg/h x 1000 indiqué sur l'aiguille et par le compteur numérique.

Quelques débitmètres indiquent à la fois la quantité réelle de carburant et la consommation courante car, afin de lire facilement le volume du réservoir il faudra environ 3 minutes pour que la valeur réelle de la consommation s'affiche sur le cadran. Lors de cette indication, le volume d'essence peut-être indiqué avec ou sans virgule des décimales.

L'indication avec la virgule des décimales s'étend de :

- 0.00 à 99.91

L'indication sans la virgule des décimales va de :

- 000 à 999.1

La quantité de carburant peut être réglée à l'aide du bouton de réglage en procédant comme suite :

- En pressant le bouton pendant plus de 5 secondes, le dispositif est déclenché et le nombre de litres peut être compté.
- Quand le nombre effectif de litres est atteint, arrêter de presser le bouton.
- Si le compteur tourne très vite, il suffit d'arrêter d'appuyer sur le bouton en plusieurs pressions.
- Quand le système est éteint, la dernière quantité de carburant est mémorisée.
- Lorsque le système est en marche, le débitmètre indique le volume de carburant précédent en clignotant pour rappeler à l'utilisateur la vérification de l'essence.
- Si l'on n'exerce pas une pression sur le bouton dans un délai de 20 secondes, la quantité précédente de carburant sera enregistrée.

### 2.5.2 / Analogique

Dans le menu de configuration, se déplacer sur le paramètre « Fuel quantity» puis régler le volume de la quantité de carburant embarquée

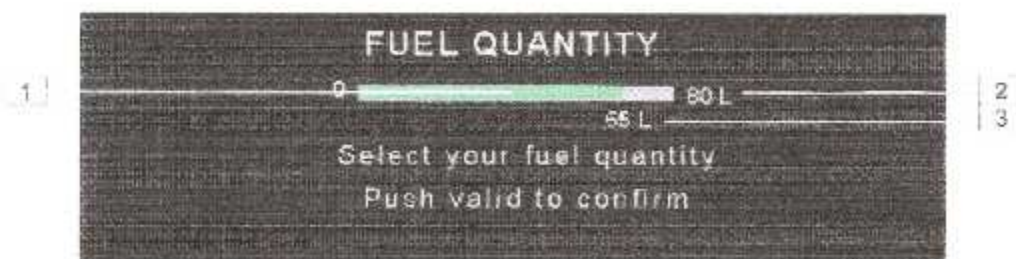


Fig.2.5.2 : exemple analogique de la quantité du carburant

1- Barre de réservoir carburant.

2- Capacité du ou des réservoir(s) (unités possibles: L, US gal).

3- Quantité de carburant (unités possibles : L, US gal)

Parfois la quantité de carburant n'est qu'une indication estimée lors de la dernière utilisation. Il se peut qu'elle diffère de la quantité réelle, car la quantité de carburant affichée au démarrage est celle restante au dernier vol.

Afin d'obtenir des informations précises et fiables concernant la quantité de carburant une phase de calibrage simple et automatique a été développée, dont le but est d'enregistrer les données envoyés par les sondes lorsque les réservoirs sont vides et pleins.

Pour cela voici les différentes étapes à effectuer :

- Dans le menu de configuration appuyer sur un poussoir de double codeur. Voir la figure (a)
- Une nouvelle page apparaît, demandant le nombre de réservoirs carburants de l'aéronef.
- Après avoir attendu trois (3) minutes, valider le choix en appuyant sur le même poussoir.
- Remplir le réservoir choisi, attendre 3 minutes et le système envoie la valeur par une sonde qui sera enregistré.
- Pour savoir le contenance en litres du réservoir, il faut indiquer quelle quantité d'essence a été mise durant le plein. Pour cela il faut tourner un des 2 codeurs de double codeur.



Fig.a : exemple de poussoir double codeur

## **2.6. La consommation du carburant chez le Boeing 767 – 300**

### **2.6.1. Les différentes phases**

#### **1. Le roulage:**



La réduction de la consommation de carburant pendant la phase de roulage peut être bénéfique sur le plan économique de la compagnie. Etant donné que la consommation horaire d'un B767-300 en roulant au sol est de 20 kg/mn.

En condition optimale, les vitesses recommandées de roulage devraient être autour de 10 kt cependant une accélération à 30 kt est acceptable.

## 2. La montée

Selon les vitesses adoptées, les profils de montée changent plus la vitesse est importante, plus la trajectoire de montée est basse, plus la distance de montée est longue.

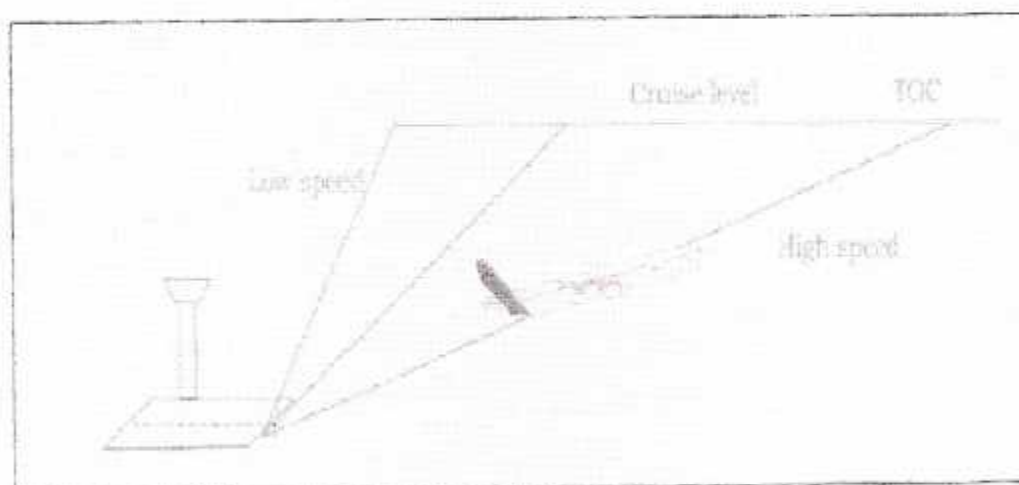


Fig.2 : exemple de la montée

## 3. La croisière

La phase de croisière est la phase la plus importante concernant l'économie du carburant, car elle est la plus longue. Pour les avions longs courrier, l'économie carburant est si importante qu'une discipline stricte doit être exercée.

## 4. La descente

Selon la loi de descente, les trajectoires de vol changent dans l'inclinaison. En effet, plus la vitesse est importante, plus la pente est raide.

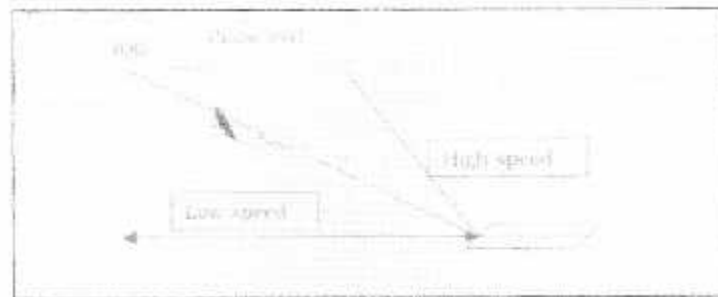


Fig 4: exemple du Profil de descente.

#### 4.1. Effets des techniques de descente sur la consommation carburant:

Une évaluation a été faite pour la consommation carburant pendant la descente, et a démontré, qu'un poids élevé diminue la consommation totale de carburant ceci est dû au faible gradient qui induit une distance de descente plus importante qui va diminuer la distance de croisière ou la consommation est plus importante (moteurs au ralenti pendant la descente).

#### 4.2. Descente prématurée:

Si l'avion commence sa descente trop tôt, il quitterait son niveau de vol optimum (où la consommation de carburant est minimale), et devrait évoluer à une plus basse altitude pour arriver au même point.

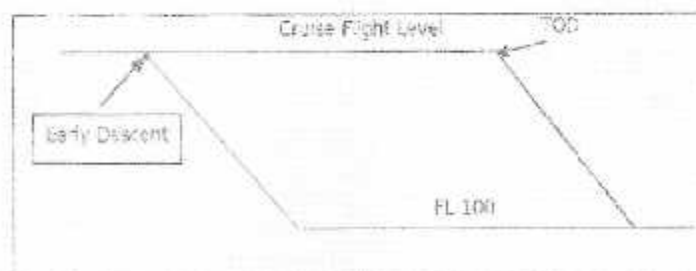


Fig 4.2: Profil de descente prématurée.

Remarque :

la descente prématurée devrait être évitée.

## **5. L'attente**

Quand l'attente est exigée, elle est généralement effectuée sur «hippodrome», la connaissance du temps maximum de l'attente (maximum endurance) est un facteur déterminant pour n'importe quelle décision de déroutement. En conséquence, il est important, pendant l'attente, d'essayer de réduire au minimum le carburant en réduisant simplement au minimum le fuel flow.

### **2.6.2. Le choix de la route**

Après avoir étudié les étapes de la consommation du carburant nous allons aussi étudier le choix de la route.

On doit définir les différentes routes possibles qui pourront être suivies, en fonction des conditions météorologiques et les taxes de survol. S'assurer également que les performances en croisière de l'avion sont compatibles avec ces routes choisies.

Un choix judicieux et bien précis de l'itinéraire permet des économies annuelles importantes à l'échelle de la flotte de la compagnie.

Le choix de la route optimale est en fonction de différents critères (la route la plus directe, niveau de vol optimal... etc.

On prendra l'exemple pour l'étape d'Alger-Djeddah existant deux routes différentes définies dans la carte ci-dessous.

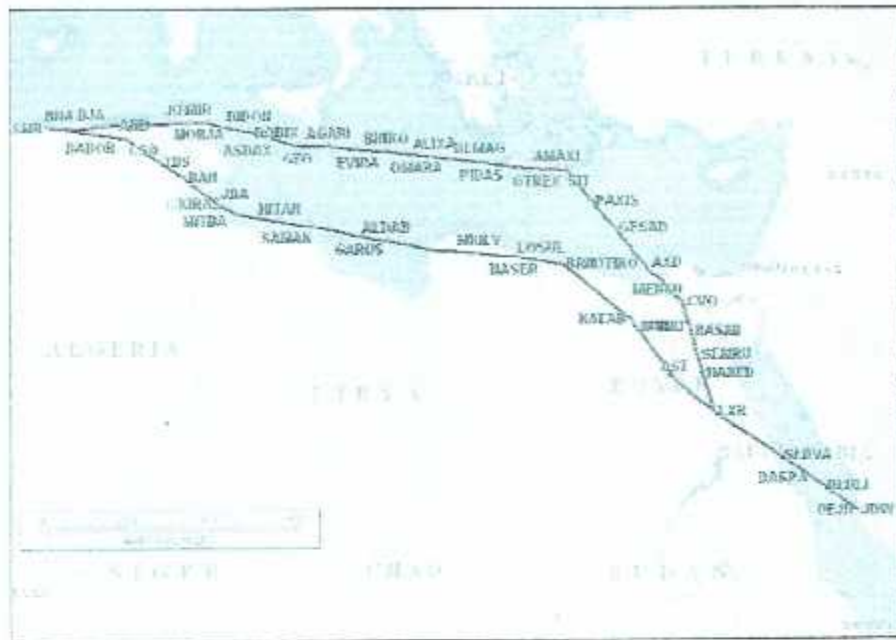


Fig.2.6.2: exemple de la carte Alger-Djeddah

Route (1):

DAAG IJA4II MORJA UM978 S1T UM999 OEJN UL607 PAXIS UL607 AXD A727  
LXR UM999 OEJN.

Route (2):

DAAG 51134 BABOR UA3 I TBS UA856 IRA A41 I TANLI UZ250 GARUS A4i I  
BRN A45 I LXR R775 JDW. OEJN

Le tableau suivant représente la distance, la consommation de carburant et le temps de vol pour les deux routes :

Route	Niveau De vol	Vent (KT)	Distance (NM)		Consommation (kg)	Temps (h :mn)
			Air	Sol		
(1)	330	20	2140	2221	31098	06 :10
(2)	330	26	2049	2154	30245	05 :58

D'après la distance, la consommation de carburant et le temps de vol calculés ci-dessus, la route optimale est la route (2).



Lors de la préparation d'un vol le choix de la route optimale n'est pas arbitraire. En effet, on doit prendre en compte les critères suivants

- Les données météorologiques à jour (les plus récents).
- Le choix de la vitesse (mach constant, LRC) dans un souci de réaliser une économie de carburant et de minimiser le temps de vol.
- Les taxes de survol.

Le survol des zones réglementées et interdites.

# CHAPITRE 3: La maintenance

### **3.1. Introduction**

#### **3.1.1. Plan de maintenance**

Le plan de maintenance conduit à préciser l'ensemble des conditions dans lesquelles seront réalisées les maintenances préventives et les maintenances curatives en cas de panne. Il conduit à apporter des réponses détaillées à un grand nombre de questions.

##### **A / Les avantages**

- Linéarisation des coûts.
  - Interventions programmées
  - Suivi régulier concernant les visites
- Etc...

#### **3.1.2. La maintenance**

La maintenance des systèmes est l'un des problèmes stratégiques qui se posent à l'industrie, depuis la conception jusqu'à l'exploitation, en passant par la mise en oeuvre. Elle a pour objectif de garantir le "bon fonctionnement", aussi bien pour des questions de sécurité et de sûreté de fonctionnement, que pour des questions de rentabilité.

Une maintenance performante, en terme de fiabilité et de rentabilité, nécessite la mise en oeuvre d'outils de contrôle permettant de surveiller l'état de fonctionnement.

##### **1. Maintenance curative**

Maintenance effectuée après défaillance. La réparation est réalisée à partir d'un diagnostic qui a pour objectif l'identification de la cause probable de la (ou des) défaillance à partir des symptômes et/ou observations.

##### **2. Maintenance préventive**

Méthode basée sur des critères prédéterminés, dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien ou la dégradation d'un service rendu. Les critères sont souvent définis sur la connaissance que l'on a du temps de fonctionnement moyen du bien. Chaque fois que ce délai est dépassé, on change la pièce, qu'elle soit détériorée ou non.

##### **3. Maintenance conditionnelle (ou par « abus de langage » prédictive)**

Maintenance préventive subordonnée à un type d'événement prédéterminé, révélateur de l'état de dégradation du bien. Cette méthode consiste à surveiller et à analyser en temps réel l'état d'une pièce et à détecter l'apparition d'une dégradation afin d'avertir les services de maintenance, et leur permette de prendre la décision la plus appropriée.

### **3.1.3. La maintenance d'un disjoncteur associé au circuit de la pompe carburant ou au système de jaugeage du carburant.**

Il faut prendre des précautions particulières dans le cas du circuit de la pompe à carburant et (ou) du système de jaugeage du carburant puisqu'il y a la possibilité que le carburant ou les vapeurs de carburant prennent feu.

#### **a. Au sol :**

- Il est permis de réenclencher au sol un disjoncteur déclenché pour une raison inconnue une fois que le personnel de la maintenance a déterminé la cause et établi que le disjoncteur peut être réenclenché en toute sécurité.
- Un disjoncteur peut être actionné (déclenché ou réenclenché) lorsque cela est nécessaire dans le cadre d'une inspection de la maintenance approuvée ou d'une procédure de dépannage approuvée, à moins que les conditions existantes l'interdisent.
- Même si la liste d'équipement minimal de l'exploitant aérien comporte des procédures qui permettent le réenclenchement d'un disjoncteur, il faut néanmoins appliquer les mêmes précautions indiquées dans la présente lettre de politique.
- Le réenclenchement d'un disjoncteur déclenché pour une raison inconnue est généralement une tâche de maintenance effectuée au sol.
- Le réenclenchement au sol d'une pompe de gavage à carburant et (ou) du disjoncteur de jaugeage carburant est à déconseillé avant d'avoir identifié la source de la défaillance électrique.



**b. En vol :**

- Un disjoncteur déclenché ne doit pas être réenclenché en vol à moins que le réenclenchement soit conforme aux procédures explicites indiquées dans le manuel d'exploitation.
- Aussi le disjoncteur ne doit pas être réenclenché si procédures explicites ne figurent pas dans les listes de vérifications approuvées et utilisées par l'équipage de conduite.
- Il n'est réenclenché lorsque le commandant de bord juge le réenclenchement du disjoncteur nécessaire pour terminer le vol en sécurité.
- Il ne faut pas tenter de réenclencher un disjoncteur qui se déclenche une deuxième fois.

**3.2. Entretien du circuit électrique du moteur**

Selon des rapports d'exploitation, d'après plusieurs incidents causés par des connecteurs électriques de moteurs contaminés, desserrés, humides et corrodés on peut souligner l'importance d'une bonne maintenance du circuit électrique des moteurs.

Des procédures de maintenance inadéquates causent plusieurs problèmes en cours de vol, comme indique le tableau suivant :

La mise en drapeau automatique non sollicitée des hélices
Détection incorrecte du couple moteur
Faux niveau de la quantité de carburant
Mauvaise régulation automatique à pleine autorité redondante
Problèmes de commandes des hélices
Retour involontaire de la commande électrique du moteur en mode manuel
Mauvais branchements des faisceaux de moteur à remplacement rapide
Mauvais fonctionnement de la vanne de prélèvement d'air moteur

Problèmes d'interaction entre la commande carburant manuelle et la pompe carburant.
---

Fig.3.2 : exemple du tableau

Les problèmes intermittents de signaux électriques causés par des connecteurs défectueux peuvent être difficiles à cerner et à corriger. Ces problèmes peuvent entraîner de longues périodes de non disponibilité des appareils et des remplacements de composants coûteux.

Alors dans le but d'améliorer la fiabilité des connecteurs électriques il faut que les exploitants, les propriétaires et les spécialistes de la maintenance respectent :

- un examen visuel adéquat soit effectué chaque fois qu'un connecteur électrique est déplacé, en portant une attention particulière aux broches endommagées, à la corrosion, à la propreté et à la bonne fixation ;
- toute nouvelle défektivité ou tout nouvel incident devrait être signalé au bureau du Maintien de la navigabilité aérienne, par le programme de Rapports de difficultés en service ;
- assurent un premier traitement du signal électrique après filtrage et amplification du signal de sortie.

### **3.3. Le circuit électrique carburant**

Dans le but de la sécurité, et l'aptitude au vol de l'avion le circuit carburant fait l'objet d'un examen minutieux.

#### **3.3.1. Le schéma et les éléments du circuit carburant du CESSENA 210**

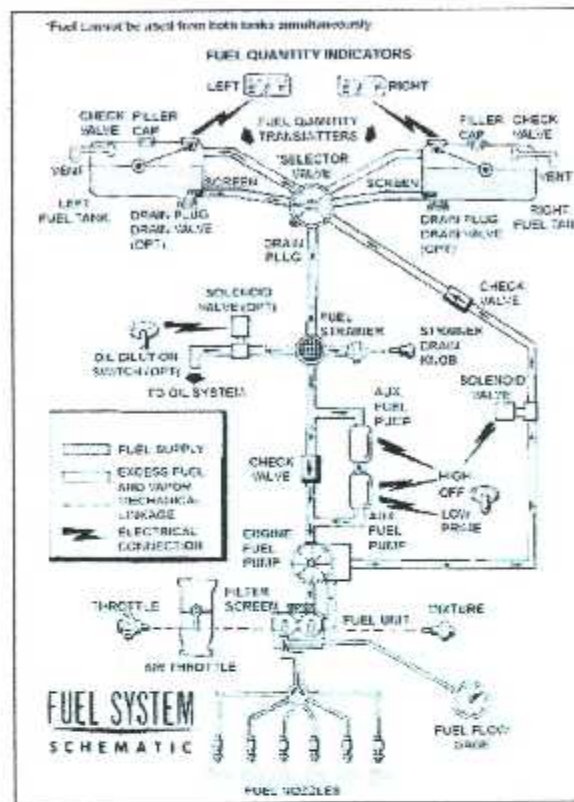


Fig.3.3.1: exemple du circuit carburant d'un Cessena

- Air throttle : étrangleur ;
- Auxiliary fuel pump : pompe carburant auxiliaire ;
- Check valve : clapet de non-retour ;
- Drain plug : bouchon de vidange ;
- Drain valve (opt) : robinet de vidange (en option)
- Electrical connection : connexion électrique ;
- Engine fuel pump : pompe carburant du moteur ;
- Excess fuel and vapor : excédent de carburant et de vapeur de carburant ;
- Filler cap : bouchon de remplissage ;
- Filter screen : filtre ;
- Fuel flow gage : débitmètre de carburant ;
- Fuel nozzles : injecteurs de carburant ;
- Fuel quantity indicators : indicateurs de quantité carburant ;
- Fuel quantity transmitter : transmetteurs de quantité de carburant ;
- Fuel strainer : crépine à carburant ;
- Fuel supply : alimentation en carburant ;

- Fuel system schematic : schéma du circuit carburant
- High : haut ;
- Left : gauche ;
- Left fuel tank : réservoir de carburant de gauche ;
- Low : bas ;
- Mechanical linkage : tringlerie ;

### **3.3.2. La maintenance du circuit électrique carburant**

L'ensemble des systèmes de mesure est soumis au calibrage à l'air sur des appareils de calibrage aux ateliers .

Le débitmètre massique ne demande aucune maintenance. Seul dans un environnement fortement chargé d'huile et/ou de poussières il peut y avoir la nécessité d'un nettoyage. Pour de telles applications il est donc recommandé de monter un filtre à air en amont. Les filtres assurant une qualité qui donnent de bons résultats.

#### **a. Quelques causes des pannes du circuit carburant**

1. Si le filtre du réservoir carburant contient un mélange de carburant et d'eau.
2. Si il y a aussi, une quantité importante de résidus de corrosion dans le filtre.
3. Si le bol du filtre à carburant de la cellule contient un mélange de carburant et d'eau, principalement constitué d'eau, alors l'intérieur du bol peut être très corrodé, et le filtre à carburant aussi fortement contaminé de particules solides.
4. Si une quantité de carburant se trouve dans la conduite entre la cloison coupe-feu du moteur et la pompe carburant entraînée par le moteur.

#### **b. Précautions contre la contamination du carburant**

- Il faut faire le plein de l'aéronef à l'aide d'un système d'avitaillement muni d'un filtre approuvé, d'un séparateur d'eau ou d'un dispositif de contrôle empêchant l'eau ou les impuretés de s'écouler dans les réservoirs carburant.



- S'il faut utiliser des barils ou autres contenants de carburant, il faut utiliser un filtre et un séparateur d'eau adéquats.
- Faire en sorte que les fibres du filtre ne risquent pas d'obstruer les injecteurs du circuit carburant.
- Après un vol d'urgence, il faut, à la suite des procédures de maintenance approuvées, s'assurer que le circuit carburant n'est pas contaminé.
- Au cours de la vérification de prévol, il faut prélever, dans un bocal de verre propre, une quantité suffisante de carburant au point le plus bas du circuit carburant. On procède ensuite à une vérification de la clarté et de la limpidité du carburant afin de s'assurer qu'il ne contient ni impureté solide visible ni eau (incluant tout dépôt au fond ou sur les parois du bocal) et qu'il est brillant et étincelant sous la lumière.

#### **c. Corrosion des composants en acier de circuit carburant auxiliaire**

Des problèmes de corrosion de pièces en acier du circuit carburant auxiliaire peuvent provoquer la contamination du circuit carburant principal ou une anomalie du système de jaugeage carburant de ce circuit.

Les pièces sensibles à la corrosion sont celles-ci :

- les transmetteurs du niveau de carburant,
- les ressorts en acier des clapets de non-retour du circuit de distribution
- le circuit de distribution de la pompe de transfert carburant électrique.
- Etc...

Il y a la corrosion lorsque les composants en acier de ces pièces restent en contact avec de l'eau pendant des périodes prolongées.

L'eau peut pénétrer dans les circuits carburant de différentes façons :

- condensation de vapeur d'eau pénétrant dans le réservoir carburant par aspiration normale;
- dépôt d'eau en suspension contenue dans le carburant;
- fuites dans le bouchon d'avitaillement ou les capuchons d'étanchéité, ou encore
- fuites entre la plaque adaptatrice du bouchon d'avitaillement et ses joints d'étanchéité.

On doit prendre les précautions suivantes pour empêcher la contamination de circuit carburant ainsi que pour réduire la durée d'indisponibilité et les frais de maintenance.

- vider quotidiennement tous les puisards de carburant, y compris ceux des réservoirs de bout d'aile, même lorsqu'ils ne sont pas utilisés pour les vols prévus;
- vérifier attentivement si les réservoirs de bout d'aile sont exempts de toute fuite autour des bouchons d'avitaillement et des plaques adaptatrices, en particulier si des traces de contamination par l'eau ont été décelées au niveau des réservoirs de bout d'aile lors de la vérification des puisards;
- au besoin, remplacer les transmetteurs du niveau de carburant par des nouveaux modèles de transmetteurs fournis par le fabricant;
- remplacer souvent les joints d'étanchéité du bouchon d'avitaillement par des joints en silicone neufs fournis par le fabricant;
- si le circuit des réservoirs de bout d'aile n'a pas été utilisé pendant une période prolongée, ne pas l'utiliser avant qu'il ait fait l'objet d'une inspection complète, incluant une inspection interne de la pompe de transfert et des clapets de non-retour

### **3.3.3. Solutions de maintenance**

#### **1. Dans la maintenance préventive :**

- des visites régulières de contrôle sont programmées selon un planning établi à l'avance.

- l'inspection d'une partie ou d'un ensemble de machine est déclenché par le passage à un seuil déterminé à l'avance d'un indicateur ou d'un paramètre.
- en fin, c'est l'analyse de l'évolution d'un ou de plusieurs indicateurs, mais pas exclusivement, les paramètres d'usure déclenchent une visite de contrôle.

## **2. Dans la maintenance curative :**

- une réparation provisoire mais rapide, permettant un redémarrage rapide de la production. Cette réparation même, ne peut être que l'atténuation du problème sans en supprimer la cause. Ceci permet d'attendre un moment plus opportun pour planifier l'arrêt de la machine.
- la réparation définitive des outils de production dans une procédure, selon les étapes suivantes :
  - o Localisation de la défaillance
  - o Diagnostic : détermination de la cause de la panne
  - o Démontage
  - o Remise en état
  - o Remplacement éventuel de certaines pièces
  - o Réparation éventuelle de certaines pièces chaque fois que c'est possible et plus rentable.
  - o Tests et contrôles : validation de fonctionnement
  - o Proposition d'amélioration

## **Conclusion**

La maintenance est très importante car elle prévoit non seulement les pannes, mais aussi contribue à la politique d'économie de carburant .

### **3.4. Les pannes les plus fréquents qui rencontrent les capteurs du débit carburant lors de leurs fonctionnement**

Cette étude a pour objectif d'apporter des éléments de diagnostic et l'optimisation.

On va prendre une ou bien deux exemples, vu que les pannes sont vaste.

**a. Les problèmes liés aux capteurs et aux connexions :**

- la détection des pannes dans le circuit de câblage des capteurs (de vitesse ou de position).

**b. Les problèmes liés à la flexibilité des transmissions :**

- des nombreuses connexions électriques peuvent causer la panne d'un capteur

La panne ne se manifeste pas systématiquement au bout d'une période donnée. Le problème peut survenir à tout moment, au bout de quelques semaines, ou années.

En effet, à part quelques composants sujets à une certaine usure, les composants d'un capteur sont essentiellement électronique, et si l'assemblage est correct, les pannes de composants sont très rares, alors que le capteur n'est pas réparé mais jeté au bout d'un période déterminé .

Ils rencontrent aussi les pannes tels que :

- Les pannes de l'interrupteur de sécurité
- Blocage de l'ouverture à cause de la saleté
- Ferrures de porte supplémentaires
- Pannes de raccordement par connecteur
- Quelques fausses indications par LED
- Les pannes causées par une haute tension d'alimentation
- Etc...

### **3.5. La performance du débitmètre carburant**

#### **3.5.1. Exemple du débitmètre Masslo**

Les débitmètres traditionnels ont la mauvaise réputation d'exiger beaucoup de maintenance et de réétalonnage, il est donc facile de comprendre de quelle manière ces débitmètres peuvent être un fardeau pour tout constructeur.

C'est ici que le **débitmètre MASSLO**, (masslo signifie une précision ne dépassant pas 0.1 %) prouve son valeur.

Il offre

- une dosage souple et précis, aussi bien à haute qu'à basse pression ;
- plus de disponibilité, quelques minutes pour la mise en service et l'installation ;
- moins de temps d'arrêt ;
- plus longue vie avec des performances sans problèmes ;
- une mesure en ligne pour pressions jusqu'à 410 bars ;
- une construction robuste et fiable ;
- une excellente résistance aux fluides corrosifs et hautement agressifs ;
- des mesures précises, indépendantes de la densité, température, viscosité et pression du liquide ;

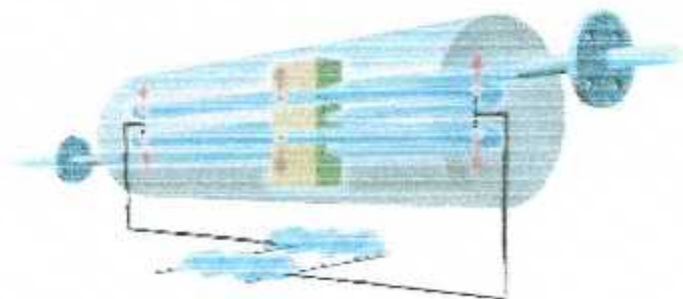


Fig.3.5.1: exemple du MASSFLO sur l'effet Coriolis



# CONCLUSION

## **Conclusion**

En conclusion nous pouvons dire que ce travail nous a permis de consolider un acquis théorique de niveau assez élevé.

Ainsi nous cernons mieux le fonctionnement d'un capteur dans toute chaîne de mesure, ainsi que le débitmètre carburant.

Au terme de ce travail, nous ne pouvons que nous satisfaire de l'apport de nouvelles connaissances. Sans prétention on peut affirmer que par sa richesse, ce travail répond à certaines questions pour tous les étudiants qui auront un travail allant dans le même sens, bien évidemment une étude descriptive. Plus généralement il peut sans nul doute aider tous les étudiants pour quelque complément de cours que ce soit.

# BIBLIOGRAPHIE

## Références bibliographiques

[1] ASCH (1990)

Les capteurs en instrumentation industrielle

Edition Dunod.

L'instrumentation Tome 2

### Les theses

Abba Ousmane et Lagra Benouda (2006) technicien supérieur

Etude et réalisation d'une chaîne d'acquisition reproduisant la fonction du tachymètre  
visualisation sur PC

Ingénieur opération (2006)

Economie de carburant code 79/06

### Les manuels

L'ata 100, Chap.28

L'AMM

### Les sites web

[www.sensorique.fr.st/](http://www.sensorique.fr.st/)

[www.snecma.com/](http://www.snecma.com/)

[www.flexium.fr/](http://www.flexium.fr/)

[www.afivil.com/](http://www.afivil.com/)