

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE DES SCIENCES ET DE TECHNOLOGIE SAAD DAHLEB

DEPARTEMENT AERONAUTIQUE DE BLIDA



MEMOIRE

En vue de l'obtention du diplôme de technicien
supérieur en aéronautique
option : structure

Thème

**TECHNOLOGIE DES RESERVOIRS ET DES SYSTEMES
A
CARBURANT D'UN AVION CARGO**

Présenté par : Francis Mustapha
et
Gaceb Réda

Mr BELHAMISSI ABDERAHMANE
Mr BERGHEUL SAID

PROMOTEUR
CO-PROMOTEUR

Promotion : 2002/2003

Remerciements

Nous remercions:

- l'ensemble de nos familles respectives.
- L'institut d'aéronautique de Blida avec tous son personnel ainsi que tout les professeurs.
- Direction d'AIR ALGERIE et plus spécialement la direction technique au niveau de l'atelier structure : hangar turbo propulseur avec tous son personnel.
- Notre promoteur et notre co-promoteur qui ont été très patient avec nous.
- Et enfin à toutes les personnes qui nous ont aidé pour l'aboutissement de ce projet.

DEDICACE

Nous dédions ce travail à toutes les personnes qui nous ont soutenu et cru en nous durant toute la durée de notre cursus scolaire et universitaire. Ainsi que toutes les personnes qui ne sont pas présentes avec nous mais qui, nous sommes sur, sont très fière de nous aujourd'hui.

SOMMAIRE

Introduction	01
Chapitre I : le carburant d'aviation	
I - INTRODUCTION	02
I-1. Caractéristique du kérosène	02
I-1.a. Les propriétés liées au mode de combustion	02
I-1.a.1. Caractéristiques physiques	03
I-1.a.2. Caractéristiques thermochimiques	04
I-1.b. Propriétés liées aux conditions d'emploi	04
I-1.b.1. Pouvoir calorifique. Densité	04
I-1.b.2. Les effets de l'altitude	05
I-1.b.3. Les problèmes de sécurité	06
I-1.b.4. La corrosion	06
I-1.b.5. La stabilité au stockage	07
I-1.b.6. La stabilité thermique	08
Chapitre II : le carburant d'aviation	
I- LE RESERVOIR	09
I- 1. Le réservoir classique	09
I- 2. Le réservoir structural	10
I- 3. Réservoirs auxiliaires	11
I- 4. Réservoirs externes	12
I- 5. Considérations d'ordre général sur les réservoirs	12
II- LES CIRCUITS D'ALIMENTATION	13
II-1. L'alimentation par gravité	13
II-2. L'alimentation par pompes	14
III- LES CONDUITES	16
IV- LES ROBINETS DE CARBURANT	17
V- LES DISPOSITIONS DE FILTRATION DU CARBURANT	19
VI- LES POMPES	21
VI- 1. La pompe mécanique	22
VI- 2. La pompe à carburacteur de Vickers	24

VI- 3. Les pompes d'appoint	26
VII- LES INSTRUMENTS DE CONTROLE	27
VII-1. Les jauges de quantité	27
VII-2. Le manomètre de carburant	28
VIII- SYSTEMES D'INDICATIONS	30
VIII -1. Les probes (sondes)	30
VIII -2. Les compensateurs	32

Chapitre III : Etude des différents efforts supportés par la voilure

I- EFFETS AERODYNAMIQUE SUR L'AILE	33
I-1. Constat aérodynamique	33
I-2. Portance et traînée	33
II – EFFORTS SUPPORTES PAR LA VOILURE	33
II-1. Flexion verticale	34
II-2. Torsion	34
II-3. Flexion horizontale	34
II-4. Efforts localisés	35
III – EFFETS D'EFFORTS SUPPORTES PAR L'AILE	35
III-1. Efforts appliqués a la voilure au sol	35
III-1.a. Efforts tranchant et moment de flexion	35
III-1.b. Torsion	36
III-2. Efforts appliqués a la voilure en vol symétrique	36
III-2.a. Efforts verticaux	36
III-2.b. Efforts longitudinaux	37

Chapitre IV : Installation du système de carburant

I- DESCRIPTION DE L'AVION	40
I-1. Présentation	40
I-2. Présentation générale	41
I-3. Caractéristique	41
II- CONSTITUTION DES RESERVOIRS A CARBURANTS	42
II-1. Les réservoirs d'essence	42
II-2. Les réservoirs internes principaux	42
II-3. Les réservoirs externes principaux	43

III- SYSTEME CARBURANT	44
III-1. Alimentation camion-réservoir	44
III-2. Alimentation réservoir- moteur	50
III-3. Transfert du carburant entre réservoir	55
III-4. Dump (éjection)	58
III-5. Système de ventilation	61
IV- Système d'indication	61
IV-1. Panneau de remplissage	61
IV-2. Cockpit	61
IV-3. Système de mesure	61

Chapitre V : La réalisation

I- CONSTRUCTION	62
II- MATÉRIAUX UTILISÉS	62
III- LES MACHINES UTILISÉES	62
IV- DETERMINATION DES ELEMENTS DU RIVETAGE	63
V- PRÉPARATION DU RIVETAGE	63
V-1. Préparation des éléments à assembler	63
V-1.1. Tracé	63
V-1.2. Perçage	63
V-1.3. Epinglage	65
VI – EXECUTION DU RIVETAGE	65
VI-1. Rivetage par compression	65
VI-2. Rivetage par percussion	66
VI-2.1. Rivetage à la main	66
VI-2.2. Marteaux pneumatiques mono-frappe	66
VI-2.3. Marteaux multi-frappe	66
VII- TRANSFORMATION DES MATERIAUX	67
VII-1. les longerons	67
VII-1.1. Les longerons avant	67
VII-1.2. Les longerons arrière	67
VII-2. Les nervures	67
VII-2.1. Les nervures pleines	67
VII-2.2. Les traverses	67
VII-2.3. Les nervures de bord d'attaque	67
VII-2.4. Les nervures de bord de fuite	67

VIII- ASSEMBLAGE	68
VIII-1. Longerons-nervures	68
VIII- 2. Revêtements	68
VIII- 2.1. Bord de fuite	68
VIII-2.2. bord d'attaque	68
VIII-2.3. revêtement intrados	68
VIII-2.4. revêtement extrados	68
IX- L'ÉTANCHEITE	68
X- L'APPLICATION DES DIFFERENTS SYSTEMES DE CARBURANT	69
X-1. Remplissage camion-réservoirs	69
X-2. Intercommunication entre les réservoirs	73
X-3. Alimentation des moteurs	76
X-3.a. Alimentation directe	76
X-3.b. Alimentation croisée	79
X-4. Dump (éjection)	81
Conclusion	83
Bibliographie	84
Annexes	85

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" et 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.

Notre étude consiste à analyser les caractéristiques et les propriétés du carburant utilisé ainsi qu'à définir le système carburant et les différents types de réservoirs, dont ces connaissances restent fondamentales dans l'aéronautique.

On retrouve dans le premier chapitre les critères qui font que le carburant est le liquide le mieux choisi pour le bon fonctionnement des moteurs dans toutes les circonstances de vol parmi toutes les essences qui existent.

Dans le deuxième chapitre on décrit les différents types de réservoirs et tous les composants qui constituent les systèmes carburant.

L'étude des efforts supportés par la voilure pour la rigidité de la construction des réservoirs faisant face à toutes les contraintes subites en sol ou en vol, est détaillée dans le troisième chapitre.

Dans le quatrième chapitre on aboutit à définir l'emplacement des réservoirs et les différents systèmes de carburant dans des compartiments précis de l'avion, en respectant les propriétés des carburants et les exigences de sécurité.

Le fruit de ces études est concrétisé par une réalisation d'un tronçon d'aile qui représente un modèle réduit de tous les systèmes cités dans notre mémoire, servant comme maquette d'étude aux étudiants futurs.

CHAPITRE I

Le carburant d'aviation

I -- INTRODUCTION :

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 ou la densité ou la densité plus ou moins élevée du carburéacteur. Tous deux sont des mélanges d'hydrocarbures contenant légèrement plus de carbone et de soufre que l'essence. La différence entre les deux provient 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 carburéacteur 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 officielle est JET A.

1.1. Caractéristique du kérosène

1.1.a. Les propriétés liées au mode de combustion

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

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

La vitesse de propagation de flamme, propre à chaque hydrocarbure, pourrait au contraire exercer une influence déterminante sur la stabilisation de la flamme (Facilité relative d'accrochage, nécessité ou non d'utiliser des artifices technologiques sophistiqués). En fait les différences de comportement des composantes possibles du carburéacteur, en matière de propagation de flamme, ne sont pas suffisantes pour espérer améliorer les performances des appareils, en sélectionnant des composés particuliers.

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

1-1-a-1. Caractéristiques physiques.

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

- Volatilité :

Une volatilité élevée favorisera la préparation du mélange carburé. la température correspondant au point 10% distillé exerce une influence déterminante sur la facilité de démarrage du moteur.

- Tension superficielle :

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

- Viscosité :

Bien que la viscosité intervienne aussi dans la pulvérisation du carburant, la valeur maximale citée dans les spécifications permet d'obtenir une pompabilité suffisante, même aux températures très basses, et de minimiser les pertes de charges dans les canaux de distribution. Comme dans le cas du gazole, une viscosité trop faible serait préjudiciable pour les pompes d'injection, qui fonctionnent pourtant ici à basse pression. On a noté par exemple les pompes alimentées avec les carburéacteurs type large coupe, beaucoup plus fluides, avaient une durée de vie deux fois plus courte que celle utilisant un carburant classique.

1-1-a-2. Caractéristiques thermochimiques

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

Les hydrocarbures en chaînes droites (paraffines et oléfines) brûlent généralement en donnant une flamme claire alors que les composés cyclindriques (aromatiques et naphthéniques) produisent une flamme fuligineuse. C'est la raison pour laquelle la teneur en aromatique du carburéacteur est limitée par la spécification (20% max en volume pour le jet A1). La mesure s'effectue selon la méthode FLA, comme pour les essences.

La luminosité de la flamme et la tendance à la formation de dépôts peut être appréciée par la mesure du point de fumée ou de l'indice de luminométrie, qu'il convient de définir ici.

- *Point de fumée*
- *L'indice de luminométrie*

1-1-b. Propriétés liées aux conditions d'emploi

Si le mode de combustion des turbines à gaz est peu contraignant pour le carburant, le transport aérien et les règles draconiennes de sécurité qui le régissent, imposent au carburéacteur un certain nombre de contraintes visant à assurer dans n'importe quelles conditions (basse pression, basse température...) un fonctionnement parfait du turboréacteur. Le carburéacteur embarqué à bord de l'avion servant également de fluide caloporteur, il doit posséder une bonne stabilité thermique.

La présence éventuelle de substances nocives (eau, gomme, produits corrosifs) formées notamment au cours du stockage, et risquant de perturber l'alimentation en carburant ou détériorer certains organes de l'appareil, est aussi étroitement surveillée.

1-1-b-1. Pouvoir calorifique. Densité.

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

En effet si pour un rayon d'action donné, on souhaite emporter un maximum de charge marchande, un carburéacteur à haut pouvoir calorifique massique est préférable. Si le but recherché est d'aller plus le plus loin possible, compte tenu de la capacité des réservoirs, on optera pour un PCI au litre élevé.

Nous savons que lorsque la masse volumique augmente, les PCI massique Et volumique suivent une évolution opposée : le premier diminue, tandis que l'autre croit les caractéristiques PCI (Pouvoir calorifique instantané) et masse volumique doivent donc être examinées simultanément.

1-1-b-2. Les effets de l'altitude.

- Pertes par évaporation :

Dans un réservoir d'avion mis à la pression atmosphérique ambiante, le carburant commence à se vaporiser lorsque cette dernière devient égale à la pression de vapeur à la température considérée. Les pertes par évaporation qui en résulte doivent être absolument évitées en raison de leurs incidences en matière de sécurité et de rayon d'action. En raison d'une mauvaise conductivité thermique du réservoir, le carburant est toujours moins froid que l'atmosphère ambiante. Les pertes par évaporation dépendront donc de la température initiale et de la vitesse de refroidissement en fonction du temps.

- La solubilité des gaz :

La solubilité des gaz dans un produit pétrolier dépend de sa masse volumique, de sa viscosité et de sa tension superficielle mais également de la pression et de la température. Elle est caractérisée par le coefficient d'Ostwald qui est le volume de gaz dissous dans un volume de solvant. Pour l'air, il apparaît que la solubilité diminue en même temps que la température ; il y aura donc, lors de la montée en altitude, un dégagement de l'air dissous au sol. La pression de vapeur de carburant étant égale à la somme des pressions partielles de l'air et des hydrocarbures, l'évaporation pourra commencer à des altitudes d'autant plus basses que le carburateur contiendra plus d'air dissous.

- La teneur au froid :

Après deux ou trois heures de vol à l'altitude de croisière, les réservoirs ont pratiquement atteint la température extérieure ambiante. Ainsi au cours de vol type moyen ou long courrier, la température du carburateur peut descendre jusqu'à -40°C . Il importe alors que le carburant reste suffisamment fluide pour assurer l'alimentation du réacteur, ceci peut être empêché par le risque de formation de fines gouttelettes qui commencent à geler dès que la température atteint 0°C ce qui risque d'obstruer les filtres ou les canalisations. Pour pallier à ce problème, nous ajoutons des additifs anti-glace ou systèmes de réchauffage du carburant.

1-1-b-3. Les problèmes de sécurité.

Indépendamment des opérations de stockage et de manutention, il est impératif, dans l'utilisation aéronautique, de prévenir tout risque d'incendie dont les conséquences seraient dramatiques pendant les phases habituelles de vol ou lors d'un atterrissage forcé.

- Point éclair :

C'est la propriété la plus couramment utilisée pour caractériser l'inflammabilité des produits pétroliers. Pour le jet A1 il doit être de 38°C minimum.

- Domaine d'inflammabilité :

Un mélange de carburant et d'air n'est inflammable qu'à l'intérieur d'un certain domaine de composition pratiquement indépendant de la pression. En revanche, les températures minimales et maximales du carburant pour obtenir une phase vapeur inflammable au-dessus du réservoir, sont liées à la volatilité du produit et à la pression ambiante. Ainsi lors de la montée en altitude et de la réduction de pression, on assistera à une diminution des températures du carburant susceptibles de conduire à une phase gazeuse inflammable. Le dégagement de l'air dissous et la création d'une atmosphère plus riche en oxygène au-dessus du réservoir contribuent également à la modification de ce domaine.

- Conductivité électrique :

L'initiation de l'explosion d'un mélange air-carburant peut provenir d'une décharge brutale d'électricité statique. Or, au cours de sa circulation dans les canalisations, un fluide se charge en électricité qui mettra d'autant plus longtemps à se dissiper que le produit sera mauvais conducteur. Les hydrocarbures présentent tous une très faible conductivité électrique ; elle est par exemple de quelques picosiemens par mètre pour le carburateur (contre 10 μ S/m pour l'eau) ; la conductivité électrique augmente avec la température, la mobilité des ions étant favorisée par une moindre viscosité du produit.

Pour éviter tout risque, compte tenu des basses températures et des grandes vitesses de circulation enregistrées, la conductivité électrique du Jet A1 doit se situer entre 50 et 450 Ps/m. Une valeur plus forte risquerait d'altérer la précision des jauges capacitives.

1.1.b.4 La corrosion

- Détection du soufre et des composés sulfurés :

La teneur en soufre des carburateurs ne doit pas excéder 0,3% en masse afin notamment de limiter les risques d'usure corrosive par l'acide sulfurique dans les zones vulnérables : chambre de combustion et turbine.

- *Tendance à la corrosion des métaux :*

Deux tests permettent d'évaluer la corrosivité des carburéacteurs vis à vis de certains métaux (cuivre et argent) utilisés en aéronautique.

1.1.b.5 La stabilité au stockage

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

- *La formation de gommes :*

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

La stabilité à l'oxydation du carburéacteur peut éventuellement être améliorée par l'emploi d'additifs anti-oxydants ; ces produits très efficaces sont autorisés à condition que leur dose ne dépasse pas 24 mg/l.

- *La teneur en cuivre :*

Il est connu que le cuivre joue un rôle de catalyseur dans les réactions d'oxydation précédentes. Cette précaution est particulièrement valable pour les produits ayant subi un traitement d'adoucissement.

- *La présence d'eau :*

Nous verrons, lors de la description des opérations de stockage et de distribution du carburéacteur, que la « chasse à l'eau » constitue un souci permanent. Les principaux problèmes liés à sa présence éventuelle dans le carburant sont les suivants :

- La formation de micro-cristaux de glace à partir de 0°C risque de colmater les filtres et les canalisations.
- L'humidité constitue un facteur aggravant de la corrosion (pipe-line, cuves, réservoirs, équipements de l'avion) diminuant d'autant la durée de vie des installations. Les débris solides provenant de cette dégradation peuvent de plus perturber l'alimentation en carburant des moteurs.

CHAPITRE II

**Le système à carburant
et technologie de
construction des
réservoirs**

I. LE RESERVOIR :

Le contenant du carburant dans un avion peut être composé d'unités distinctes fixées dans le fuselage ou dans les ailes, ou être constitué par la structure même des ailes et prend alors le nom de réservoir structural (ou réservoir intégral).

I-1. Le réservoir classique :

Le réservoir que nous appelons classique, constitué d'une unité distincte de la structure, peut être en métal (généralement l'aluminium, parfois l'acier inoxydable), en caoutchouc souple ou en nylon. Quel que soit le matériau constituant, il est important qu'il ne réagisse pas chimiquement avec le carburant.

Un réservoir métallique typique (fig. II-1) est constitué d'une enveloppe rigide munie, à sa partie supérieure, d'un orifice de remplissage et d'un ou plusieurs orifices de mise à l'air libre. Ces orifices servent à faire communiquer l'intérieur du réservoir avec la pression atmosphérique pour que l'air puisse remplacer le carburant consommé. L'obstruction de ces orifices peut provoquer une panne de carburant, même quand le réservoir est plein. L'obstruction la plus courante des prises d'air extérieur est le givre : il faut donc placer ces prises d'air aux endroits où il n'y a pas de risque de dégivrage ou les entourer de dégivrateurs électriques. Les dimensions des prises d'air sont calculées en fonction du débit de carburant désiré. Le bouchon du réservoir doit avoir un dispositif de fermeture qui élimine tout risque d'ouverture spontanée en vol. Il est déjà arrivé qu'un bouchon mal fermé provoque la vidange du carburant contenu dans le réservoir par succion aérodynamique. Les règlements imposent maintenant l'installation d'orifices de remplissage anti-siphonnage s'il y a un risque de vidange accidentelle en vol. Un dalot entoure l'orifice de remplissage. Il s'agit là d'une coupelle reliée à un drain d'évacuation qui sert à éviter que du carburant puisse pénétrer dans la cavité de la structure qui contient le réservoir, ou s'accumuler autour du bouchon.

A sa partie inférieure, le réservoir est muni d'un renflement servant de puisard au fond duquel se trouve le robinet de purge. Le carburant sort du réservoir par une colonne montante munie d'un filtre. Cette disposition particulière permet d'éviter l'aspiration des impuretés qui se trouvent au fond du réservoir, mais cela signifie aussi qu'on ne peut utiliser la totalité du carburant.

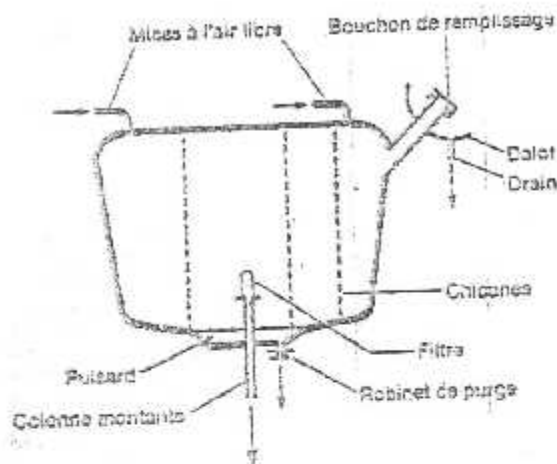


Fig. II-1 réservoir métallique typique.

Les chicanes placées dans le réservoir servent à éviter le ballotement du carburant lorsque l'avion est soumis à des turbulences ou des manœuvres brutales. Elles servent aussi à éviter les augmentations et les diminutions brutales de pression du carburant à l'entrée du filtre lors des changements rapides d'assiette.

Dans le voisinage du bouchon de remplissage, généralement sur la trappe qui le recouvre, est inscrit le mot Fuel (carburant), la capacité du réservoir et le type de carburant à utiliser.

1.2. Le réservoir structural :

On réalise un réservoir structural en colmatant tous les orifices de l'intérieur d'une aile (rivets, joints, trappes d'inspection, etc..) à l'aide d'un mastic d'étanchéité spécial (voir chapitre V). Le réservoir structural permet un allègement considérable par rapport au réservoir classique. Sa construction est toutefois délicate car il est bien difficile de définir la démarcation précise entre trop de mastic (excès de masse) et pas assez (fuites). Les nervures de l'aile forment tout naturellement les chicanes placées dans le réservoir servent à éviter le ballotement du carburant lorsque l'avion est soumis à des turbulences ou des manœuvres brutales. Elles servent aussi à éviter les augmentations et les diminutions brutales de pression du carburant à l'entrée du filtre lors des changements rapides d'assiette.

Elles peuvent même servir à isoler les différentes sections d'un réservoir structural. (fig. II-2)

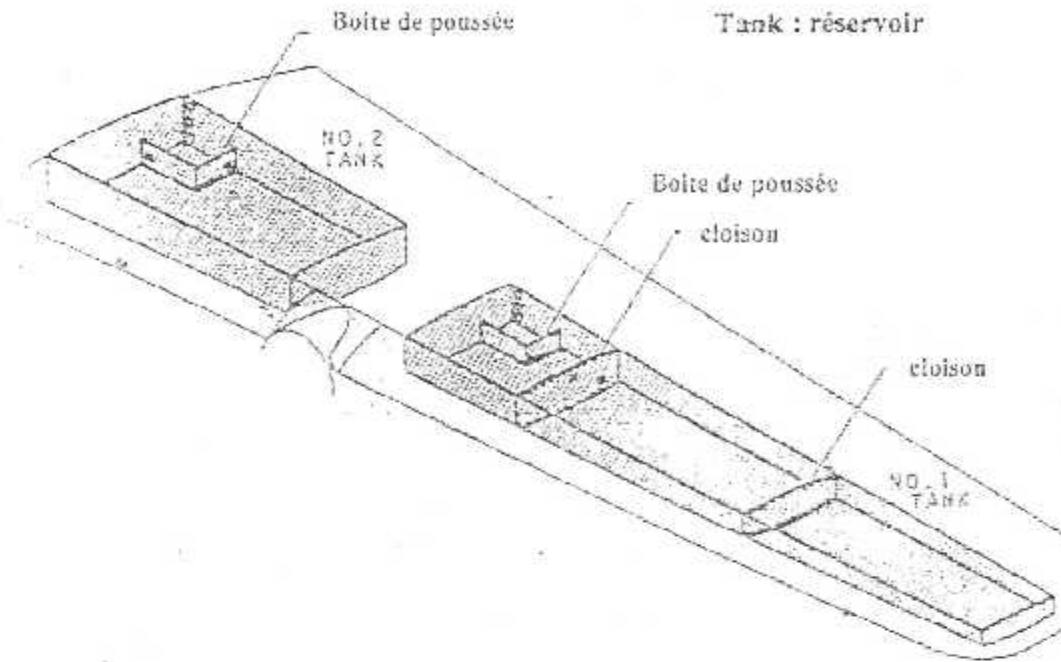


Fig. II-2 réservoir structural.

I- 3. Réservoirs auxiliaires :

Les réservoirs auxiliaires (fig. II-3) sont situés généralement dans un compartiment plombé entre le moteur et le fuselage. Ceci empêche les vapeurs de carburants d'entrer dans les différents compartiments limitrophes du réservoir (zone sèche..). Chaque réservoir auxiliaire se compose de trois cellules de vessies interconnectées, ayant chacune des portes pour accéder dans l'intérieur du réservoir et une seule porte de visite au-dessus de la zone sèche.

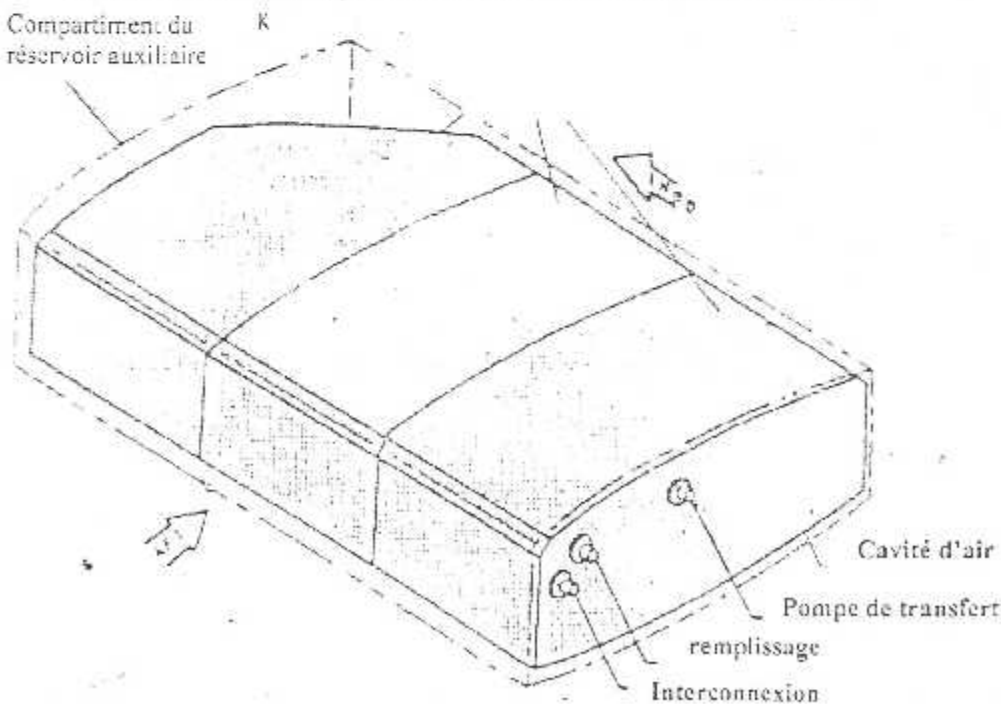


Fig. II-3 Réservoir auxiliaire

1-4. Réservoirs externes :

Les réservoirs externes (le plus souvent deux) sont montés sous les ailes sur les piliers entre le bord d'attaque et le bord de fuite. Chaque réservoir est constitué de feuilles d'aluminium. A l'intérieur, le réservoir est divisé en trois compartiments par des cloisons étanches. Ces cloisons ont des ouvertures au niveau supérieur, pour faciliter la ventilation entre les compartiments, et en bas, ils ont un tube de connections d'alimentation qui permet au carburant de couler. (Fig. II-4)

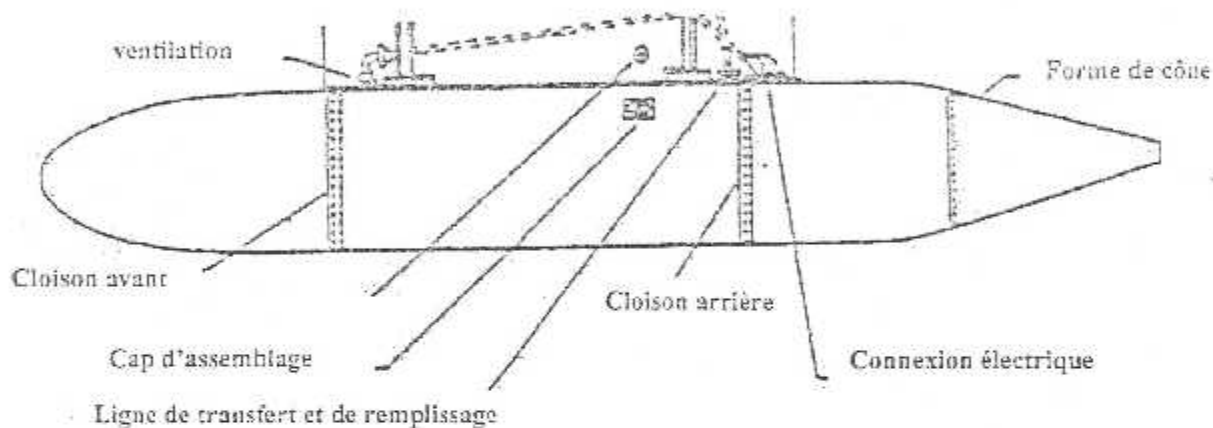


Fig. II-4 : réservoir externe. (Exp. Lockheed L-130)

1-5. Considérations d'ordre général sur les réservoirs :

A cause de la dilatation par la chaleur, il faut prévoir un espace libre au-dessus du carburant contenu dans le réservoir. On considère généralement qu'un espace égal à 2% de la capacité du réservoir est acceptable. Cet espace libre est assuré soit par construction, en plaçant le niveau maximal de remplissage en dessous du niveau du plafond du réservoir, soit par des vannes d'arrêt automatique qui coupent l'avitaillement à un niveau donné.

Les avions de transport dont la masse autorisée à l'atterrissage est considérablement inférieure à la masse autorisée au décollage ont des réservoirs équipés de vide-vite. Ceux-ci permettent d'éjecter en vol, d'une façon sécuritaire, une partie du carburant. Le circuit de vide-vite doit être capable d'évacuer en 10 minutes ou moins la masse d'essence nécessaire pour faire un atterrissage à la masse maximale autorisée.

II. LES CIRCUITS D'ALIMENTATION :

Sur un avion, le circuit d'alimentation doit être à même de fournir un débit uniforme de carburant, libre de toute impureté et sous pression constante, au carburateur ou au régulateur. Le circuit doit pouvoir répondre aux demandes variables des moteurs et délivrer la totalité du carburant disponible quelles que soient les conditions de vol ; on entend par là les changements d'assiette, les variations de pression et de température ambiante ainsi que les accélérations et les décélérations brutales. Le circuit doit aussi pouvoir contrer toute tendance à la formation de tampons de vapeur. Un ensemble d'indicateurs que le carburant qui change de réservoir ne provoque pas de débordement par l'orifice de mise à l'air libre.

Le débit du circuit de transfert et du circuit des réservoirs auxiliaires n'obéit pas aux mêmes règles que celui des réservoirs principaux. En effet, ce débit doit permettre l'alimentation normale du moteur quand celui-ci fonctionne au régime maximal continu, alors que le débit des réservoirs principaux doit pouvoir fournir la puissance au décollage, c'est à dire le débit maximal. C'est pour cette raison que l'on doit toujours se servir des réservoirs principaux pour le décollage et l'atterrissage (en cas de remise des gaz) sauf, bien entendu, dans le cas où un constructeur aurait installé dans un avion particulier un circuit donnant le même débit quel que soit le réservoir sélectionné. L'autorisation de procéder ainsi est alors clairement indiquée dans le manuel d'utilisation de l'appareil.

Les deux types généraux de circuit d'alimentation sont le circuit alimenté par gravité et le circuit alimenté par pompe. Le circuit alimenté par gravité ne se retrouve plus guère que sur les avions légers de faible puissance et souvent, pour une sécurité accrue, les constructeurs y incluent des pompes.

II-1. L'alimentation par gravité :

C'est celui que équipe les petits avions : Cessna, les Piper Cub et les Citabria qui sont encore au goût du jour. Ce circuit est extrêmement simple et fiable (fig. II-5). Il comprend un ou plusieurs réservoirs placés dans les ailes, un sélecteur, un épurateur (ou filtre) et les canalisations nécessaires. La pression d'alimentation provient de l'accélération appliquée sur le carburant contenu dans le réservoir. En vol horizontal, cette accélération n'est rien d'autre que celle de la pesanteur. En virage ou en vol acrobatique, ce sont les accélérations positives qui entretiennent l'alimentation du moteur. L'épurateur sert à filtrer l'essence avant son arrivée au carburateur.

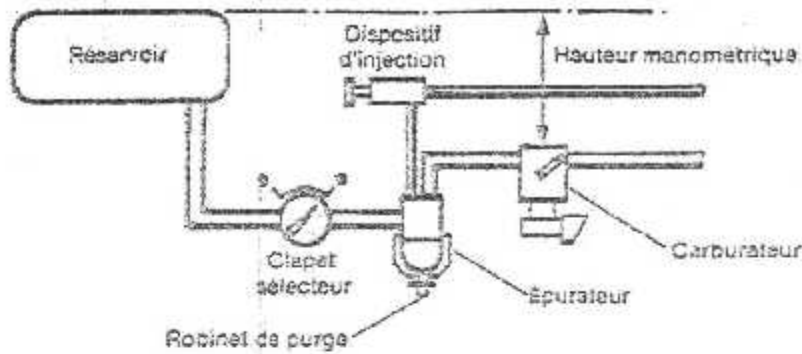


Fig. II-5 : Alimentation par gravité.

La purge permet d'éliminer l'eau et les sédiments qui s'accumulent au sol dans la partie la plus basse du circuit. Le dispositif d'injection permet d'atomiser de l'essence dans la tubulure d'admission lors des démarrages à froid. Rappelons que le volet de départ utilisé couramment sur les automobiles ne peut être utilisé sur les avions à cause de la volatilité plus faible du carburant d'aviation. Ce circuit simple est complété par une pompe mécanique entraînée par le moteur.

II-2. L'alimentation par pompes :

Sur les avions à ailes basses et sur un grand nombre d'avions à ailes hautes, le circuit d'alimentation comprend plusieurs pompes (fig. II-6).

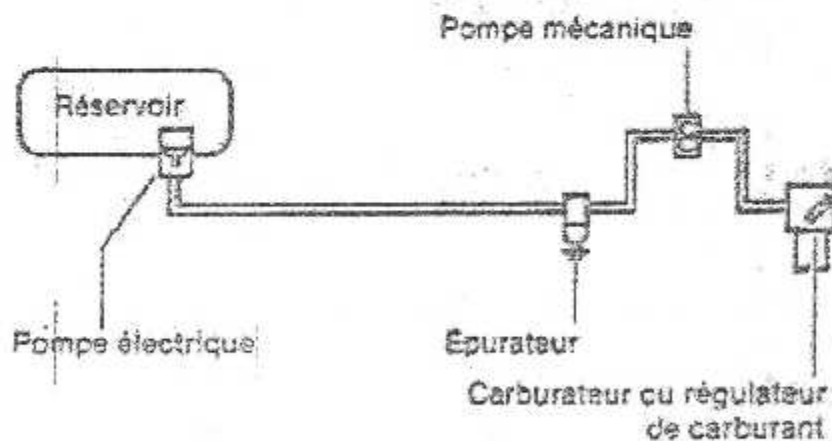


Fig. II-6 : L'alimentation par pompes

Les réservoirs souples ont l'avantage de la légèreté. C'est la structure elle-même qui les supporte : il faut donc que la cavité dans laquelle ils sont placés soit exempte de toute saillie ou autre irrégularité qui pourrait les endommager. Leur malléabilité impose qu'on y maintienne toujours une légère pression. On y parvient en plaçant les prises extérieures de mise à l'air libre

face au vent relatif, pour bénéficier de la pression dynamique. Les réservoirs souples donnent une garantie supplémentaire en cas d'obstruction de la mise à l'air libre, puisqu'ils peuvent s'écraser sous l'effet de succion provoqué par la pompe. Il est parfois possible que le pilote n'ait pas d'indication de l'affaissement du réservoir souple qui conserve alors sa déformation et la réduction de son volume. Lors du remplissage suivant, le volume de carburant versé dans le réservoir souple est inférieur à la capacité nominale définie par le constructeur et le pilote évalue de façon erronée son autonomie. Il est par conséquent très important de s'assurer visuellement de l'état intérieur d'un réservoir souple lors d'un remplissage si la quantité de carburant versé ne correspond pas à la capacité définie dans le manuel d'entretien de l'avion.

Qu'il s'agisse d'un réservoir souple ou rigide, il est important qu'il soit maintenu fermement en position, mais de telle façon que ses moyens de fixation n'entament pas l'enveloppe du réservoir sous l'effet des vibrations. A cette fin, on recouvre les supports (généralement des rubans métalliques) d'une garniture de caoutchouc non absorbant. Les réservoirs souples sont souvent maintenus en position par des boutons-pression noyés dans la masse.

La pompe électrique, que l'on appelle généralement pompe d'appoint, est habituellement placée dans chaque réservoir appelé puisard dans lequel les autres réservoirs déversent leur contenu. Elle peut aussi être placée au point bas du circuit. La pompe d'appoint sert de secours en cas de panne de la pompe mécanique entraînée par le moteur ; au démarrage, elle sert à gaver le moteur quand celui-ci ne tourne pas assez vite pour que la pompe qu'il entraîne débite suffisamment. La pompe d'appoint est souvent une pompe noyée et, de ce fait même, se trouve continuellement alimentée par gravité. Lorsque les conditions ambiantes sont favorables à la formation de tampons de vapeur, la pompe d'appoint force le carburant à circuler dans les conduites. La plupart des avions multimoteurs sont équipés d'une pompe électrique par réservoir. Sur les monomoteurs, la pompe d'appoint est située dans le puisard. Quant à la pompe mécanique, elle est fixée sur la boîte de relais d'accessoires pour être entraînée par le moteur. Chacune des pompes du circuit principal fournit un débit suffisant pour répondre à une consommation égale à 125 % de la consommation du moteur lorsqu'il fournit la puissance au décollage.

III- LES CONDUITES :

Les conduites de carburant rigides sont habituellement faites en tube d'alliage d'aluminium tandis que les conduites souples, utilisées seulement lorsqu'une grande flexibilité s'impose, sont constituées de tuyau flexible en caoutchouc synthétique ou en téflon. Le tube rigide doit être soutenu par des brides de fixation garnies de caoutchouc afin d'amortir les vibrations.

Des colliers de couleurs codées, fixés aux extrémités de chaque conduite, permettent d'identifier rapidement le type de fluide qui y circule. (Fig.II-7)

La section en coupe des canalisations doit assurer un débit suffisant pour toutes les conditions de vol. Dans les circuits d'alimentation par gravité, le débit doit être égal à 150% de celui exigé par le moteur au décollage et à 125% dans les circuits alimentés par pompe. Sur les avions de transport, le débit doit être égal à 100% du maximum exigé dans toutes les conditions anticipées de vol.

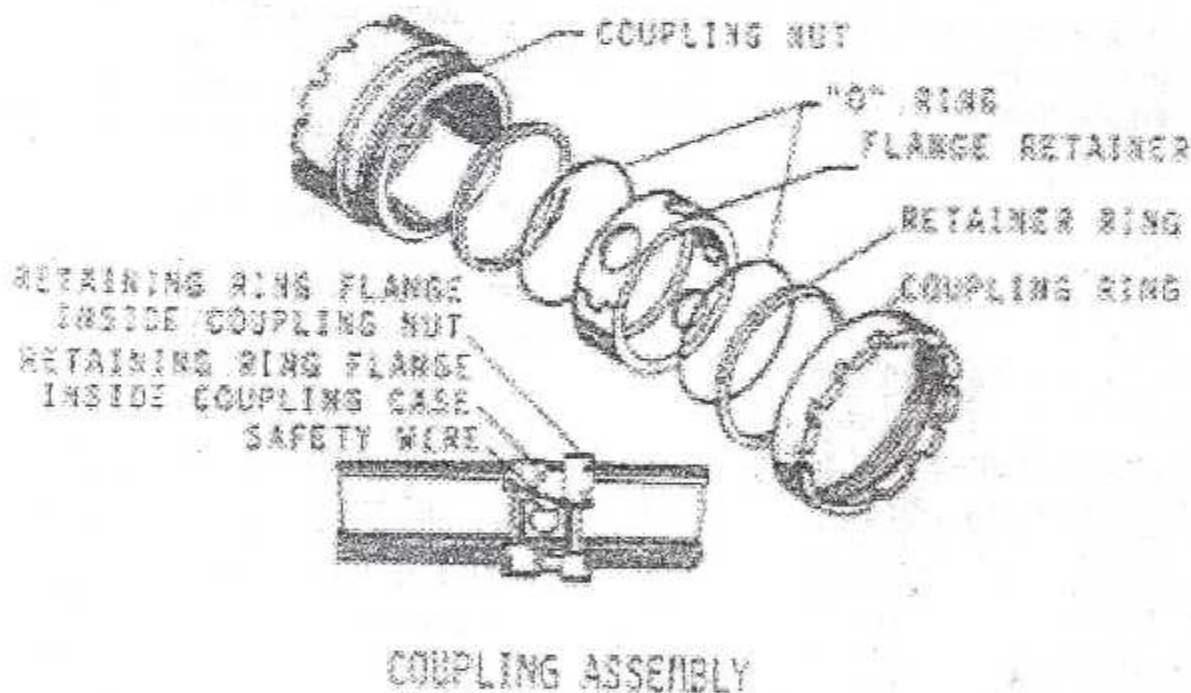


Fig. II-7 : Fixation des conduites

IV. LES ROBINETS DE CARBURANT :

Les robinets de carburant servent à interrompre le débit, à permettre d'alimenter un moteur avec un réservoir particulier, à faire l'intercommunication des circuits et à assurer le transfert d'un réservoir à l'autre. Le système de robinets est plus ou moins complexe selon le nombre des moteurs, des réservoirs et des possibilités du circuit de carburant.

Sur un avion léger muni d'un seul réservoir, le robinet d'essence n'a que deux positions, ouvert ou fermé. Lorsqu'il y a plusieurs réservoirs et plusieurs moteurs, le robinet prend le nom de sélecteur. Le sélecteur contrôle l'alimentation d'un moteur. Sur un bimoteur léger, par exemple, le sélecteur de gauche a une position fermée (Off), une position réservoir principal gauche (Left main), une position réservoir auxiliaire gauche (Left aux) et une position d'intercommunication (Crossfeed). Cette dernière position permet d'alimenter le moteur gauche avec le réservoir sélectionné par le sélecteur de droite. Ce dernier devrait donc être placé sur le réservoir principal droit (Right aux.).

Les positions du sélecteur doivent avoir chacune un cran bien marqué pour éviter les positions intermédiaires qui donneraient un débit réduit ou nul et pour permettre au pilote de s'assurer physiquement (par le toucher) ou auditivement (clic caractéristique) que le sélecteur a la position correcte. Le cran de blocage permet aussi de verrouiller le sélecteur dans la position choisie, évitant ainsi le risque de déplacement par les vibrations ou par les faux mouvements de l'équipage.

Le dispositif de blocage (fig. II-8) est constitué d'une couronne crantée solidaire du rotor du sélecteur et d'une fiche de blocage placée tangentiellement à la couronne. La pression du ressort engage la fiche dans les crans de la couronne.

Couronne solidaire du rotor du sélecteur

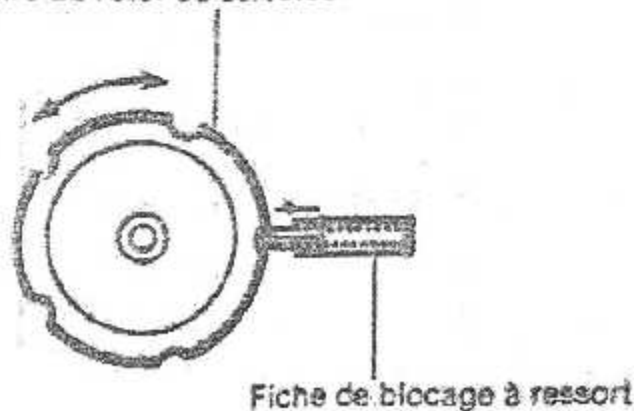
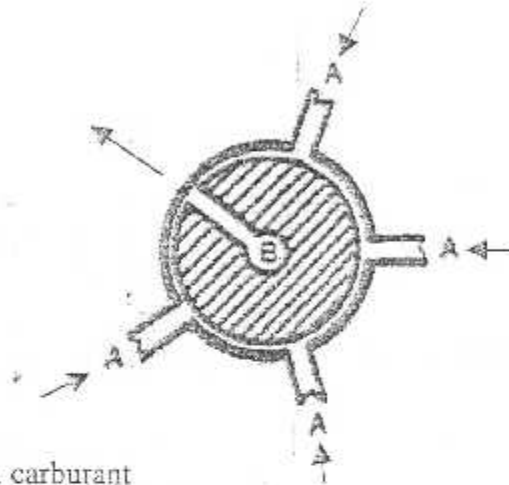


Fig. II-8 Dispositif de blocage du sélecteur

Sur les monomoteurs et les bimoteurs légers, les conduites de carburant sont raccordées au sélecteur qui se trouve dans la cabine et sur lequel l'équipage a une action directe. Sur les avions plus gros, pour éviter les canalisations trop longues et éliminer les conduites de carburant du voisinage immédiat du poste de pilotage, les sélecteurs sont commandés à distance, soit par des câbles et des tringles, soit par des actionneurs électriques.



A = Arrivée du carburant
B = Sortie vers le circuit d'alimentation

Fig. II-9 Sélecteur en étoile (position fermée)

Il existe de nombreux types de robinets sélecteurs. Nous n'en présenterons que quelques uns parmi les modèles les plus courants. Le sélecteur en étoile (fig. II-9) est composé d'un corps autour duquel les canalisations d'arrivée de carburant viennent se raccorder.

La sortie vers le moteur est placée au centre et faite face à la partie centrale creuse du rotor. En tournant, le canal creusé à l'intérieur du rotor peut être placé vis à vis chacune des arrivées des réservoirs. Une seule arrivée peut alimenter le moteur pendant que toutes les autres arrivées sont obstruées par la partie pleine

du rotor. La position d'intercommunication, qui n'est pas illustrée, serait réalisée en utilisant une des arrivées pour y raccorder une canalisation reliée à la sortie du sélecteur de l'autre moteur.

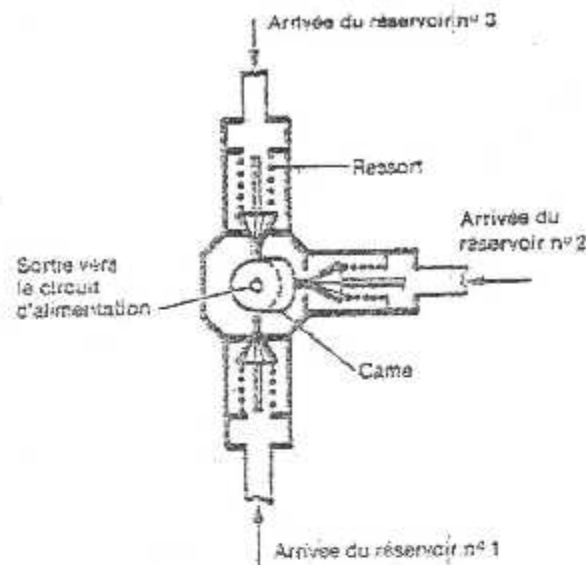


Fig. II-10 Sélecteur à soupapes champignon

Le sélecteur à soupapes champignon (fig. II-10) a une forme extérieure en T. Ici encore, la sortie du carburant vers le circuit se fait par la partie centrale tandis que les canalisations d'arrivée sont reliées aux branches du T. L'intérieur renferme une came qui agit sur les tiges de soupapes en forme de champignon, qui sont-elles mêmes soumises à l'action antagoniste des ressorts. Ce sélecteur ne permet d'ouvrir qu'une seule canalisation à la fois, bien que certains sélecteurs soient munis d'une came à plusieurs bossages pour permettre l'alimentation par plusieurs réservoirs en même temps. Dans une telle installation, il faut prévoir un dispositif qui empêche l'aspiration d'air lorsqu'un réservoir est vide. Ce dispositif a pour effet d'obstruer la canalisation du réservoir vide.

Le robinet d'arrêt permet d'interrompre le débit de carburant aux emplacements critiques de la conduite. On en rencontre à différents endroits du circuit pour prévenir les pertes excessives de carburant lorsqu'on démonte un élément du circuit ou lorsqu'une section est endommagée et qu'on veut contrôler la fuite. Sur presque tous les avions, on installe un robinet d'arrêt à la cloison pare-feu pour couper toute arrivée de carburant au moteur en case d'incendie.

Les robinets d'arrêt sont généralement du type à guillotine, commandés à distance et mis en action par des actionneurs électriques.

V- LES DISPOSITIONS DE FILTRATION DU CARBURANT :

Malgré tout le soin que l'on puisse apporter au contrôle de la qualité du carburant jusqu'à sa livraison aux avions, il y a toujours des impuretés, de l'eau notamment, que l'on retrouve dans les

réservoirs des avions. Cette particularité impose l'installation de multiples dispositifs de filtration dans les circuits d'alimentation.

Les principaux endroits de filtration sont la sortie du réservoir, le point le plus bas du circuit et l'entrée du carburant ou du régulateur de carburant.

Le filtre situé dans le réservoir est à mailles très larges et ne sert qu'à retenir les plus grosses particules. N'oublions pas non plus la décantation qui se fait dans le puisard du réservoir et qui joue un rôle de filtration.

Au point le plus bas du circuit, entre le réservoir et la pompe, se trouve l'épurateur principal. Sur les avions légers, l'épurateur est constitué d'un bol de filtre qui renferme une crépine (fig. II-11).

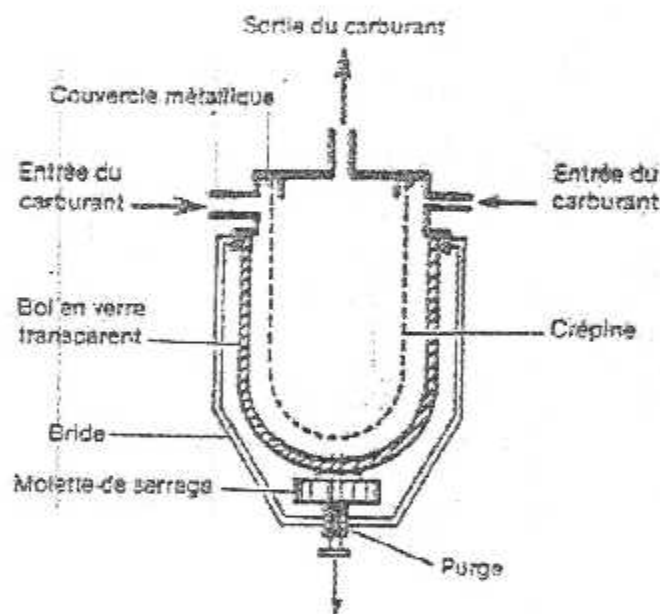


Fig. II-11 : l'épurateur principal

Il présente l'avantage d'être facilement démontable pour le nettoyage. Son volume doit être suffisant pour que s'accumule l'eau qui se trouve dans les canalisations. Le robinet de purge permet d'évacuer cette eau et les autres sédiments lors de l'inspection prévol. La grande surface de la crépine offre l'avantage de ne pas réduire indûment le débit. Sur les avions lourds, un système complexe de filtres et de purge permet d'éliminer la grande majorité des particules en suspension.

Des réservoirs collecteurs jouent parfois un rôle de puisard au même titre que le bol de filtre de l'avion léger.

Les filtres situés en amont du carburateur ou des régulateurs sont extrêmement fins. Le carburant qui est rendu à ce point là peut aisément franchir l'obstacle du filtre, aussi fin soit-il, puisqu'il est propulsé par la pompe. Certains filtres sont si fins qu'ils éliminent toute particule supérieure à $20\mu\text{m}$. La figure II-12 nous montre la coupe d'un filtre de moteur à réaction. Le carburant pénètre dans le filtre et peut traverser la crépine en tout point de sa surface. La bille du clapet de surpression est maintenue sur son siège par la pression du carburant à sa sortie du filtre et par la tension du ressort. Si la crépine est obstruée (givrage ou impuretés), la pression d'entrée augmente et la pression de sortie diminue. La combinaison des deux crée une pression différentielle suffisante pour repousser la bille de son siège. Habituellement, un voyant lumineux sur le panneau d'alarme prévient alors le pilote de cette situation anormale.

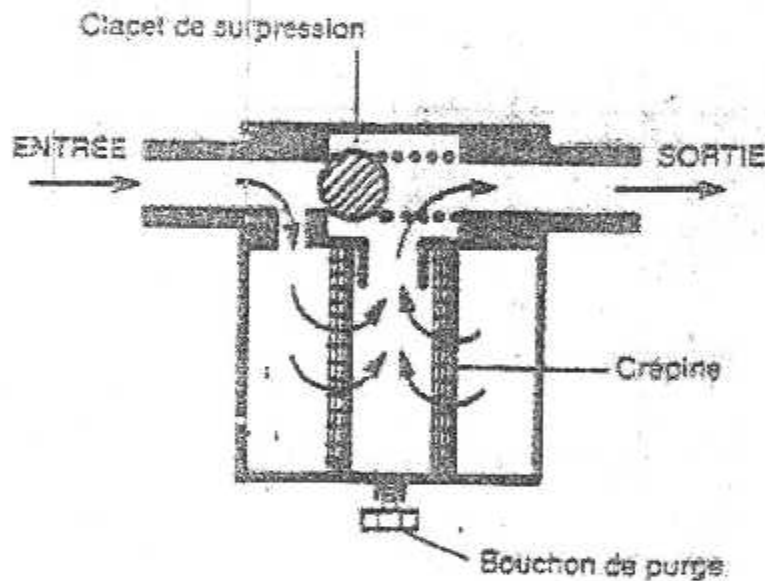


Fig. II-12 : Coupe d'un filtre de moteur à réaction

VI- LES POMPES :

Les avions modernes sont équipés de plusieurs pompes de carburant. Généralement, il y a au moins une pompe mécanique entraînée par le moteur et une ou plusieurs pompes d'appoint. Sur les avions légers monomoteurs, une seule pompe d'appoint sert à tous les réservoirs et elle est située au point le plus bas du circuit. Sur certains bimoteurs et sur les avions de transport, les pompes d'appoint sont placées au fond des réservoirs et il y a au moins une pompe par réservoir.

VI- 1. La pompe mécanique :

La pompe mécanique sert à alimenter régulièrement le moteur en carburant à une pression correspondant à l'altitude et à la puissance développée. La pompe à palettes est le type de pompe le plus couramment utilisé sur les avions à moteurs à pistons. Pour obtenir le contrôle constant de la pression de sortie et assurer la sécurité d'utilisation, la pompe est équipée de différents clapets et membranes.

La pompe à palette se compose d'un rotor excentrique dans lequel coulisent 4 petites palettes dont les extrémités extérieures maintiennent un contact permanent avec l'intérieur du corps de la pompe. Les autres extrémités des palettes prennent appui sur un axe fixé au centre de la pompe. Si on considère les palettes diamétralement opposées alors qu'elles se trouvent en position verticale (selon le dessin), on remarque qu'une palette est repoussée complètement à l'extérieur du rotor par le corps de pompe. Cette variation de position lors de la rotation forme des chambres à volume variable. Le liquide pris dans ces chambres se trouve aspiré lorsque le volume augmente et refoulé lorsque le volume diminue.

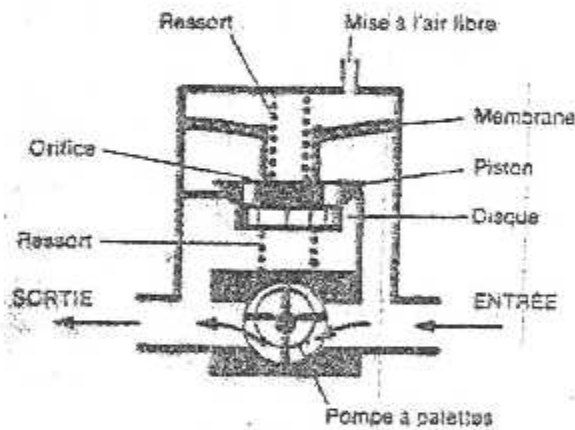


Fig. II-13.1 La pompe débite.

Tout le carburant qui entre est dirigé vers la sortie.

La figure II-13.1 illustre la situation débitaire de la pompe. Nous remarquons que tout le carburant qui passe à travers la pompe est dirigé vers la sortie.

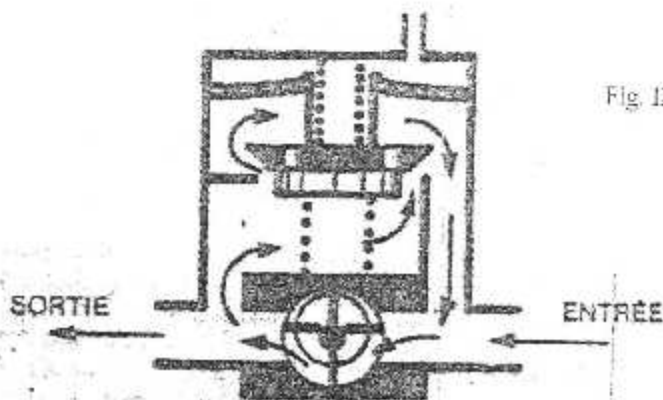


Fig. II-13.2 La pression du côté de la sortie a atteint la valeur de réglage.

Le disque et le piston sont soulevés et une partie du carburant retourne à l'entrée de la pompe.

le vol en palier, la pression dans la chambre d'air au cours de la descente est maintenue au bas niveau où elle était en altitude, ce qui provoque une baisse de pression d'essence.

VI-2. La pompe à carburateur de Vickers :

La pompe Vickers à palettes est une pompe à déplacement volumétrique à rotor équilibré ayant une grande tolérance aux contaminants. La figure II-14 nous présente la coupe schématique de cette pompe.

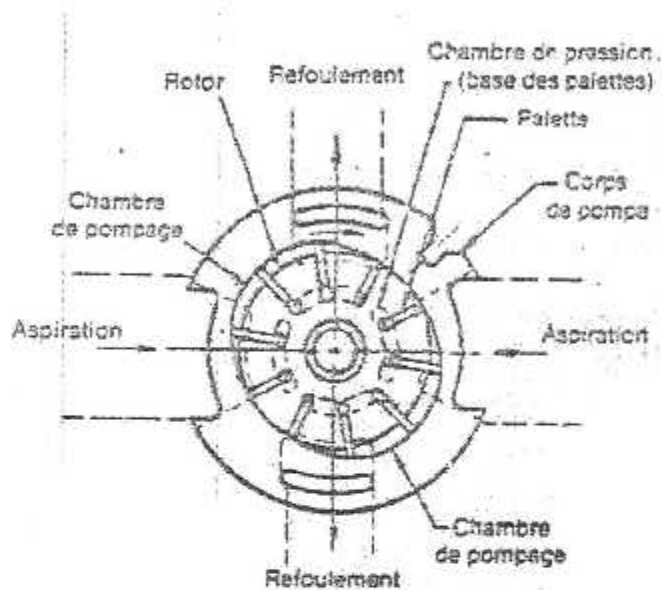


Fig. II-14 Pompe de carburant Vickers à palettes (Dessin Vickers)

Les palettes sont maintenues étroitement en place par les encoches du rotor dans lesquelles cependant elles coulissent librement. Le rotor est monté dans un corps ayant le profil interne d'une came à deux lobes, formant ainsi deux chambres de pompage autour du rotor. Deux plaques de poussée, renfermant les canaux de passage du carburant, prennent le rotor en sandwich.

Lorsque le rotor entre en rotation, la force centrifuge appliquée aux palettes les repousse vers l'extérieur et les fait entrer en contact avec le corps de la pompe. Ce contact est maintenu constant tant que le rotor est en mouvement. L'espace entre le rotor et le corps augmente dans la

phase d'aspiration et le carburant vient envahir les chambres délimitées par les palettes. La rotation continue et, au moment où le volume diminue à cause du profil interne en forme de la came, les chambres se trouvent en face des lumières de sortie. Nous remarquerons que pour chaque rotation du rotor, il y a deux aspirations et deux refoulements. Cette particularité assure une charge équilibrée au rotor.

La figure II-15 est un éclaté de la pompe Vickers à carburateur. Nous observons que l'aspiration s'effectue sur le pourtour du corps de la pompe. Le carburant refoulé passe par des

canaux usinés dans la plaque de poussée arrière, travers le corps de la pompe dans le sens de l'axe de rotation et ressort par la face antérieure de la plaque de poussée avant. Comme la pression du carburant s'applique sur la plaque de poussée avant, elle contribue à plaquer les trois sections les unes contre les autres, ce qui empêche leur séparation.

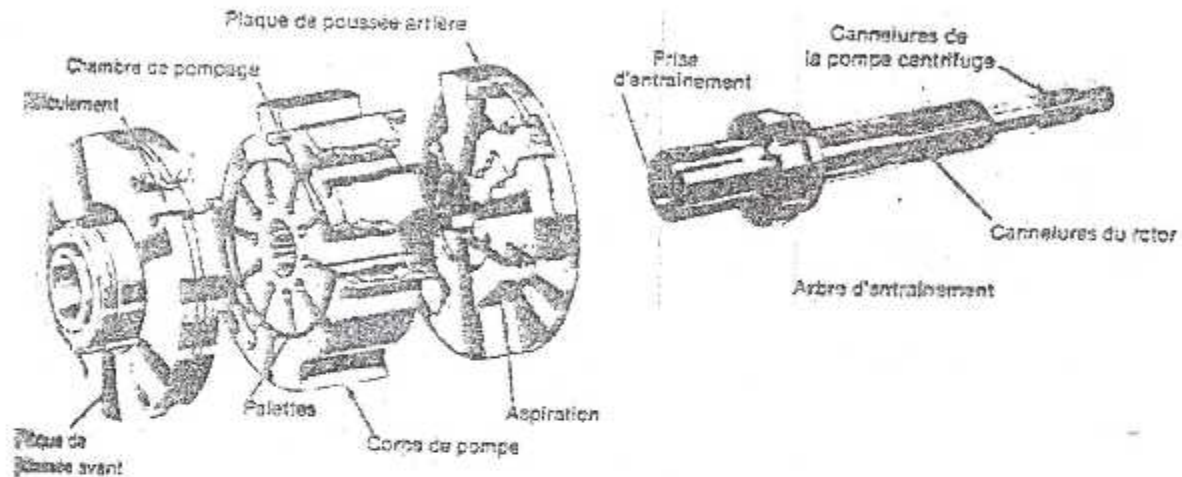


Fig. II-15 vue en éclaté de la pompe de carburant Vickers à palettes
(Dessin : Vickers)

L'équilibre des forces sur le rotor, réalisé grâce aux lobes internes diamétralement opposés, diminue considérablement les charges radiales et permet d'utiliser de simples petits paliers peu coûteux. L'usure est faible, même en présence continue de contaminants. Les moments de torsion sur l'arbre de transmission sont minimes ; on peut donc utiliser un arbre de petit diamètre.

L'intensité et la régularité du débit dépendent du maintien du contact entre les palettes et le corps de la pompe. La force centrifuge peut parfois être insuffisante pour maintenir ce contact.

C'est pourquoi des orifices (visibles sur la figure II-15) mettent en communication les lumières de refoulement et l'extrémité interne des palettes. La pression agissant sur les palettes contribue à les plaquer contre le corps. Cette particularité, jointe au fait que les palettes peuvent se déplacer vers l'extérieur d'une distance plus grande que la distance maximale entre le rotor et le corps de la pompe, compense l'usure des extrémités des palettes.

VI- 3. Les pompes d'appoint :

La pompe à palettes simple, sans dispositif de régulation et entraînée par un moteur électrique, sert parfois de pompe d'appoint sur les avions légers. Toutefois, la pompe d'appoint la plus courante est une pompe centrifuge installée dans le réservoir même. Bien souvent, la pompe d'appoint a la fonction primordiale d'alimenter en altitude la pompe mécanique pour éviter la formation de tampons de vapeur à l'endroit de l'aspiration de la pompe du moteur. En effet, la basse pression provoquée par l'aspiration peut être suffisante pour faire bouillir le carburant. La pompe d'appoint sert aussi au transfert du carburant d'un réservoir à l'autre, au démarrage, et à la suppléance de la pompe mécanique lorsqu'elle tombe en panne.

La pompe centrifuge (fig. II-16) est montée sur la partie inférieure du réservoir. Elle peut être aussi complètement immergée dans le carburant, moteur compris, et porte alors le nom de pompe noyée ; le refroidissement du moteur et l'évacuation des vapeurs de carburant apportées par les fuites légères se font par circulation d'air. Le rouet centrifuge qui projette le carburant radialement et à haute vitesse a deux fonctions : il agite suffisamment le carburant pour séparer les vapeurs du liquide et il envoie le carburant sous pression dans la conduite. Etant donné que la pompe centrifuge n'est pas une pompe volumétrique, c'est à dire qu'elle ne peut pas fournir plus de carburant que ce que la conduite est capable de prendre, elle n'a pas besoin de clapet de surpression.

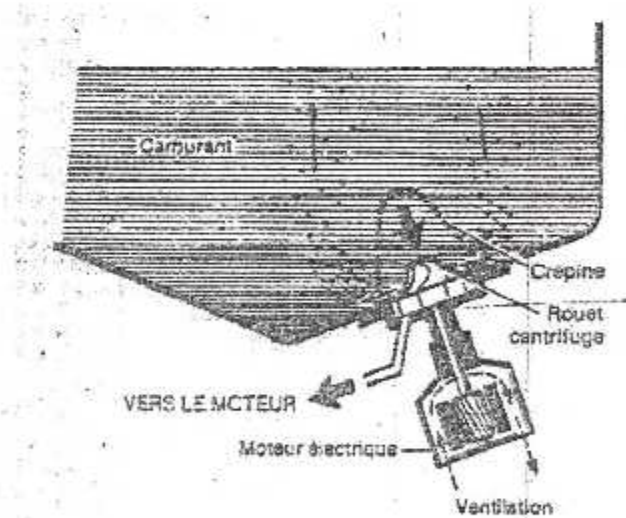


Fig. II-16 Pompe centrifuge

Les pompes centrifuges ont souvent deux allures de marche, grand débit et faible débit, commandées par un interrupteur à trois positions (III - OFF - LOW). Le faible débit est l'allure normale pour le démarrage, le transfert et la pressurisation de l'entrée de la pompe mécanique. Le

grand débit sert uniquement en cas d'urgence lors de la panne de la pompe entraînée par le moteur.

La pompe noyée est refroidie et lubrifiée par le carburant, sans risque pour le moteur puisque les contacts électriques sont placés à l'extérieur.

VII- LES INSTRUMENTS DE CONTROLE

Les instruments couramment utilisés pour contrôler le fonctionnement du circuit de carburant sont les jauges de quantité, les débitmètres et les manomètres.

VII-1. Les jauges de quantité

Il existe deux types principaux de jauges de quantité : la jauge à flotteur et la jauge à condensateur.

La jauge à flotteur la plus simple consiste en un flotteur de liège surmonté d'une tige. Cette tige coulisse dans un manchon qui traverse le bouchon du réservoir. L'enfoncement de la tige dans le réservoir donne au pilote une idée du carburant consommé. Des repères sur la tige aident à déterminer plus ou moins précisément la quantité de carburant restant. Cette installation ne se retrouve plus guère que sur quelques monomoteurs légers dont le réservoir est situé en avant du pilote, juste à l'arrière de la cloison pare-feu. A partir de ce système rudimentaire, on a élaboré des indicateurs dont le flotteur est placé à l'extrémité d'un levier articulé.

Les variations de l'angle du levier sont transformées en impulsions électriques transmises à l'indicateur du tableau de bord (fig. II-17).

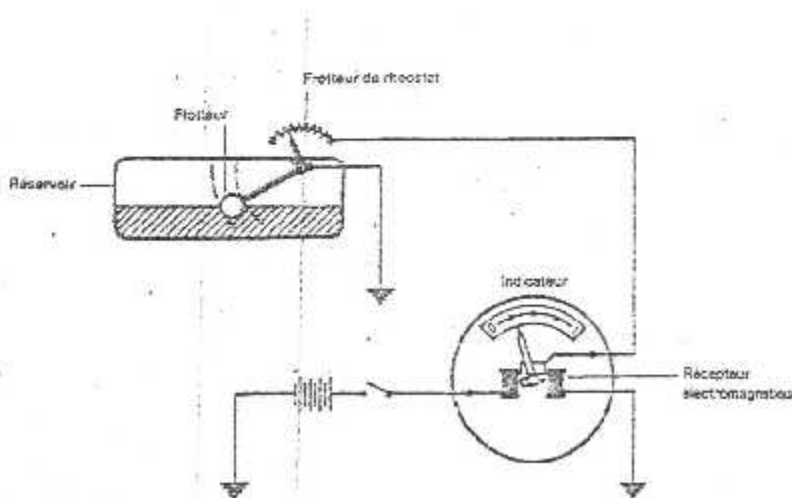


Fig. II-17 : Jauge électrique à flotteur

L'avantage de la jauge électrique est de séparer l'indicateur du réservoir et d'indiquer sur un même instrument les quantités de carburant contenues dans différents réservoirs. On fait apparaître l'indication de quantité dans un des réservoirs en tournant un commutateur.

Le dispositif le plus simple consiste en un bâton de bois gradué que l'on plonge dans l'ouverture du réservoir. La pénétration superficielle du carburant dans la texture du bois provoque un changement de teinte facilement visible qui indique le niveau. A chaque réservoir correspond une échelle de graduation de la sonde : cette échelle n'est pas forcément linéaire puisque la forme interne des réservoirs est souvent irrégulière. Lors de cette opération, il faut bien s'assurer que l'échelle correspond au réservoir sondé et que la sonde est insérée dans la position et à l'endroit approprié. Un autre dispositif consiste en une jauge à flotteur à lecture directe (mécanique) dont l'indicateur est situé en dessous de l'aile.

La jauge à écoulement est un autre dispositif de sondage au sol des réservoirs. Installée à demeure dans les réservoirs, cette jauge consiste en un tube creux, ouvert à ses deux extrémités, placé verticalement dans le réservoir et qui peut coulisser vers le bas, au-dessous de l'aile. Lors du sondage, l'opérateur tire doucement le tube vers le bas jusqu'à ce que le carburant s'écoule par le tube. Cela signifie qu'on a atteint le niveau du carburant. Il n'y a plus qu'à lire la longueur de tube sorti, indiquée en face d'un repère, et convertir cette longueur en volume ou en masse de carburant, à l'aide des tables de conversion appropriées. Ces tables tiennent compte des angles d'assiettes de roulis et de tangage de l'avion au sol que l'opérateur peut lire sur des inclinomètres placés à l'intérieur de la cabine.

VII-2. Le manomètre de carburant

Le manomètre indique la pression de carburant dans le circuit d'alimentation par pompes. Il permet de s'assurer du bon fonctionnement du circuit et, sur certains avions, il sert à déterminer la quantité de carburant qui entre dans les cylindres, donc la puissance fournie par le moteur. Au décollage, le manomètre sert à vérifier le fonctionnement de la pompe et son système de limitation de pression.

Les manomètres les plus couramment utilisés incorporent un diaphragme ou un soufflet. Ceux-ci sont soumis à la pression du carburant qui les fait se dilater. Leurs mouvements sont transmis à l'indicateur par conjugaison mécanique ou par un transmetteur électrique. Sur les petits avions, le manomètre utilise parfois le principe du tube de Bourdon que nous décrivons en détail dans le chapitre traitant de l'hydraulique. Ici encore, l'indicateur peut être soit relié directement à la canalisation du carburant, soit activé électriquement par un transmetteur.

Le système électrique a toujours la préférence des constructeurs parce qu'il permet de se dispenser de conduites de carburant dans le poste de pilotage, qui présentent un risque d'aggravation en cas d'incendie. (fig. II-18).

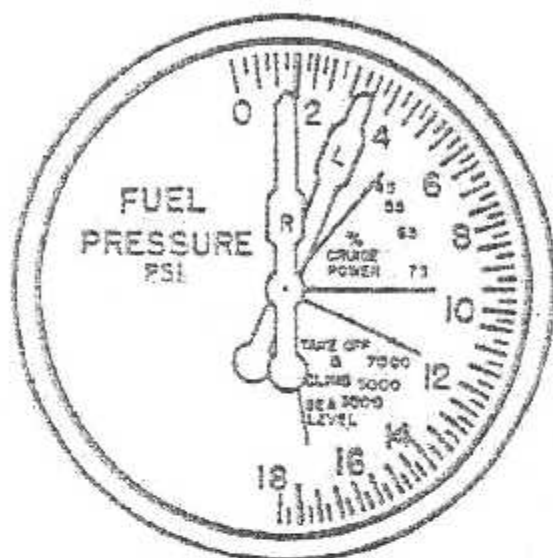


Fig. II-18 Manomètre de carburant
(Dessin : Beechcraft)

Une chute de pression étant toujours critique, de nombreux avions sont équipés d'avertisseurs de basse pression du carburant qui déclenchent un voyant lumineux sur le panneau d'alarme. Ces avertisseurs indiquent au pilote que la pression de carburant a atteint la valeur minimale permise dans les conduites d'alimentation des moteurs. De plus, la plupart des circuits de carburant à réservoirs multiples ont, à l'intérieur de leurs jauges, des résistances thermiques appelées thermistances qui sont situées au niveau minimal de carburant pouvant être utilisées. Ces résistances déclenchent un voyant lumineux sur le panneau de contrôle du carburant afin d'éviter une diminution de pression dans le circuit d'alimentation. L'épuisement complet d'un réservoir est toujours déconseillé parce qu'il peut provoquer l'ingestion d'air dans les conduites et retarder considérablement la remise en marche du moteur.

VIII- SYSTEMES D'INDICATIONS :

Un système de quantité de carburant individuel est donné par chaque réservoir. Ces systèmes mesurent le carburant disponible par son poids, ceci fournit une représentation visuelle du carburant disponible pour la conception du moteur. Le système de quantité de carburant se compose de sondes de réservoirs, compensateur de densité, indicateur de quantité et indicateur totale de quantité.

VIII -1. Les probes (sondes) :

Les sondes de type condensation sont installées à l'intérieur du réservoir dans des localités choisies (voir fig II-19). L'accès se fait par les portes de visite du réservoir. les réservoirs intégraux ont plusieurs probes et un seul compensateur installé dans la surge box (boîte de montée subite).

La jauge à condensateur ne renferme aucune partie mobile. Elle utilise les propriétés diélectriques de l'air et du carburant. Elle se compose d'une sonde à condensateur, d'un compensateur, d'un circuit électrique et d'un indicateur. La partie condensateur de la sonde est constituée de deux tubes concentriques (voir fig II-20). Le tube interne a une section transversale qui varie en fonction de la hauteur afin que la capacitance électrique entre le tube intérieur et le tube extérieur soit proportionnelle aux dimensions internes du réservoir. Les tubes agissent comme électrodes et le carburant qui se trouve entre les tubes jouent le rôle du diélectrique d'un condensateur. La capacitance de la sonde varie en fonction du changement diélectrique produit par la variation du rapport carburant/air dans le réservoir. Au fur et à mesure que le niveau de liquide descend entre les tubes, le carburant, dont la constante diélectrique est d'environ 2, est remplacé par l'air dont la constante diélectrique est 1, et la capacitance de la sonde diminue. Ainsi, la variation du volume de carburant dans le réservoir engendre une variation de capacitance qui est une fonction linéaire de ce volume. Cette fonction est convertie en courant linéaire pour activer l'indicateur.

Le circuit de base de la sonde à condensateur est modifié par une compensateur de densité afin que l'indicateur donne la masse plutôt que le volume du carburant. Le compensateur est placé au niveau le plus bas du réservoir pour être toujours recouvert de carburant. Il est sensible à toute variation de la constante diélectrique du carburant causée par les changements de température et les différences entre les carburants utilisés.

En plus des instruments de bord, certains avions sont équipés de dispositifs simples pour mesurer la quantité de carburant dans les réservoirs quand l'avion est au sol. On sonde les réservoirs lorsqu'on a des doutes sur la fiabilité des jauges électriques.

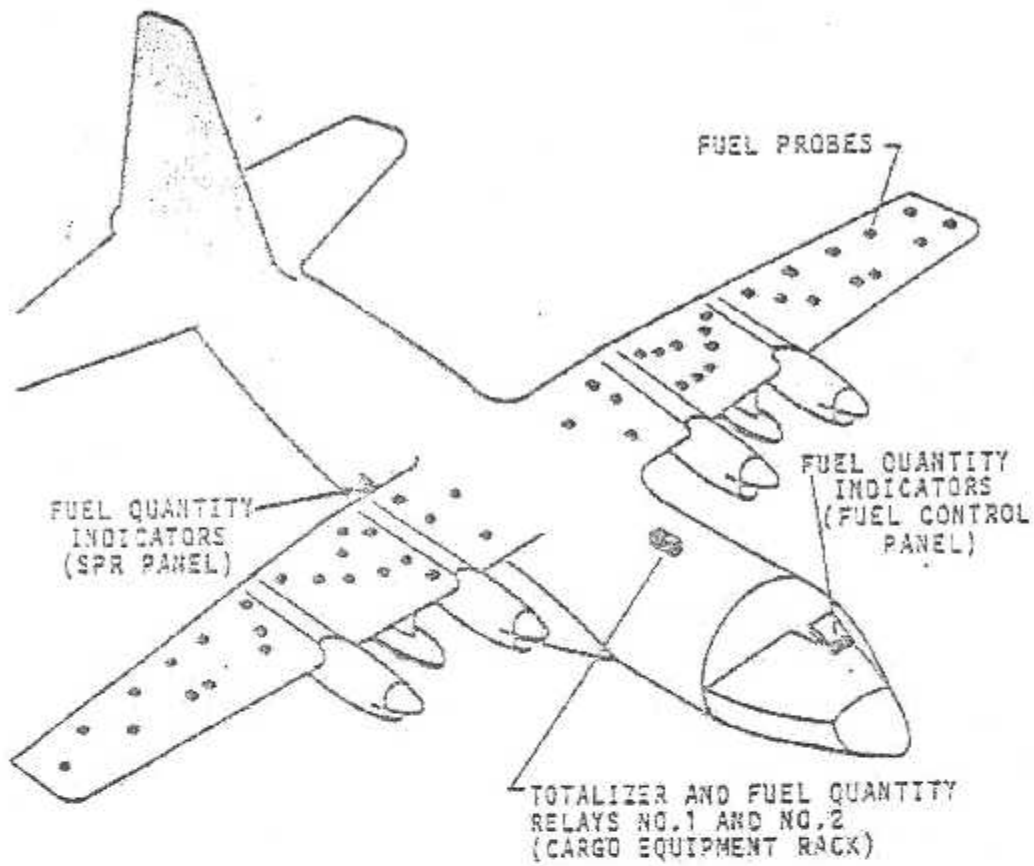
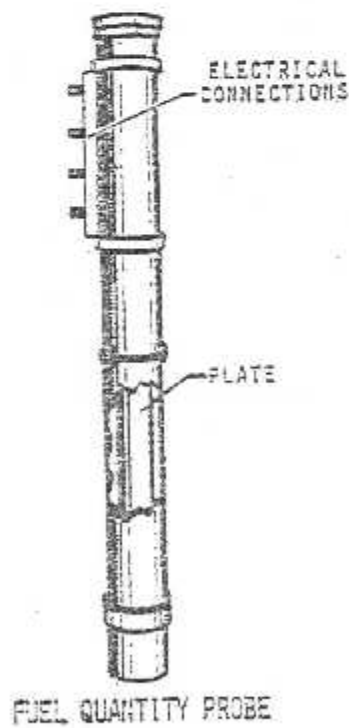


Fig II-19 :Disposition des probe sur un avion
(Exemple loockheed L-130)



FUEL QUANTITY PROBE
Fig II-20 : les sondes (probes)
(Exemple loockheed L-130)

VIII -2. Les compensateurs :

Un compensateur de densité de carburant est installé dans les réservoirs de chaque aile. Dans les réservoirs principaux, ils sont situés dans chaque boîte de montée subite. Etant de type unité de capacité, leur signal est développé par la densité de carburant. Ceci en conjonction avec le circuit de référence, fournit le signal de référence pour l'exploitation du système. L'accès aux compensateurs dans le réservoir principal se fait par l'ouverture d'accès de pompe de gavage. Elle compensera des changements de densité du carburant dû aux changements de température.

CHAPITRE III

Etude des différents
efforts supportes
Par la voilure

I- EFFETS AERODYNAMIQUE SUR L'AILE

I. 1 Constat aérodynamique :

Lorsque l'air s'écoule sur une plaque plane faisant un certain angle avec la direction du courant, on s'aperçoit que la pression d'air diminue sur la face supérieure A de la plaque et qu'elle augmente sur la face inférieure B. Il en résulte une pression nette sur la plaque qui tend à repousser à la fois vers le haut et vers l'arrière.

Donc cette force produite par la différence de pressions s'appelle la résultante et elle agit presque perpendiculairement à la plaque

On observe que lorsque l'angle α est petit, la composante dirigée vers le haut est grande comparée à la composante dirigée vers l'arrière.

D'autre part quand l'angle α diminue la résultante décroît, devenant nulle à 0° , si bien que toute tentative visant à réduire la composante vers l'arrière réduit automatiquement la composante vers le haut. Par conséquent, il faut choisir un angle α qui donne le meilleur compromis.

I. 2 Portance et traînée(fig-III-1).

La résultante, comme nous l'avons dit, est décomposée en 2 forces relatives à l'écoulement.

a)– La composante perpendiculaire à la direction de l'écoulement : PORTANCE

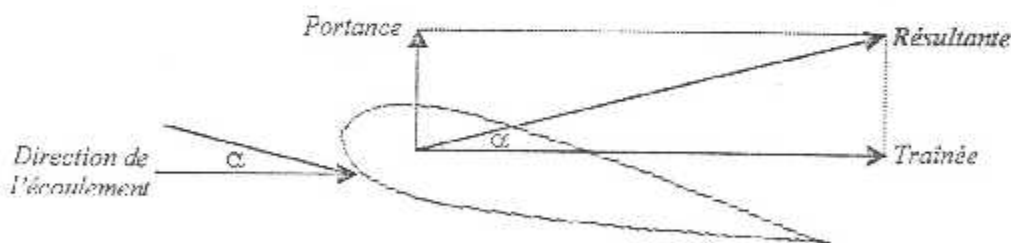


Fig-III-1

b)– La composante parallèle à la direction de l'écoulement : TRAINEE.

II – EFFORTS SUPPORTES PAR LA VOILURE

Les efforts peuvent être répartis sur l'ensemble de la structure ou localisés en des points de celle-ci.

II. 1 Flexion verticale.

La voilure élément sustentateur en vol normal, est soumise à des charges aérodynamiques orientés de bas en haut qui provoquent la flexion verticale de l'aile, l'extrados travaille en compression, l'intrados en traction (Fig-III-2).

La voilure se présente comme une poutre soumise à des charges réparties (actions aérodynamiques) prennent des réactions concentrées sur le fuselage.

Les efforts supportés croissent de l'extrémité de l'aile vers l'emplanture. En effet, les parties situées près du fuselage supportent leurs propres charges et transmettent au fuselage, les charges des autres sections d'ailes.

Les dimensions des éléments constitutifs de la structure seront donc plus importantes près de l'emplanture.

De plus au cours des évolutions, les forces d'inertie ajoutent leur action aux forces aérodynamiques. La charge que doit équilibrer la portance devient supérieure au poids de l'avion. Les éléments de la structure doivent être capables de supporter ces suppléments de charges sans déformation, ni rupture. Les rafales provoquent de brusques variations d'incidence entraînant également des charges aérodynamiques sur l'aile.

Au sol, un avion reposant sur ces roues, l'aile fléchit vers le bas sous l'action de son poids, l'extrados de l'aile travaille en traction et l'intrados en compression. Les contraintes sont donc de sens inverse et d'intensité plus faible que celles supportées en vol.

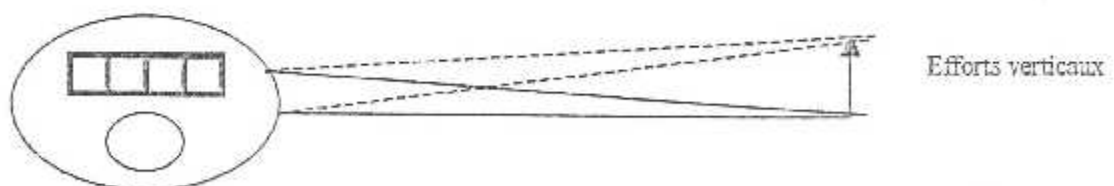


Fig-III-2 : Flexions verticales

II. 2 Torsion.

Les charges aérodynamiques qui entraînent la flexion verticale de l'aile peuvent également engendrer de la torsion. En effet l'aile admet un axe élastique. Toute charge appliquée en dehors de cet axe provoque une flexion accompagnée d'une torsion. Cette torsion fait supporter des efforts importants aux éléments de la structure. Ceux-ci doivent donc être calculés pour supporter ces efforts sans qu'il en résulte une déformation excessive qui pourrait avoir des conséquences sur la totalité de l'avion. La structure de la voilure d'assurer à celle-ci une grande rigidité transversale.

II.3 Flexion horizontale.

La flexion horizontale (fig-III-3) est provoquée par l'action simultanée de la traction (ou de la poussée) et de la traînée sur la voilure. Si les moteurs sont fixés sur la voilure, celle-ci est soumise en vol, à une flexion horizontale vers l'avant. Ces efforts sont appliqués dans un sens ou la profondeur de l'aile lui permet de supporter les contraintes qui en résultent.

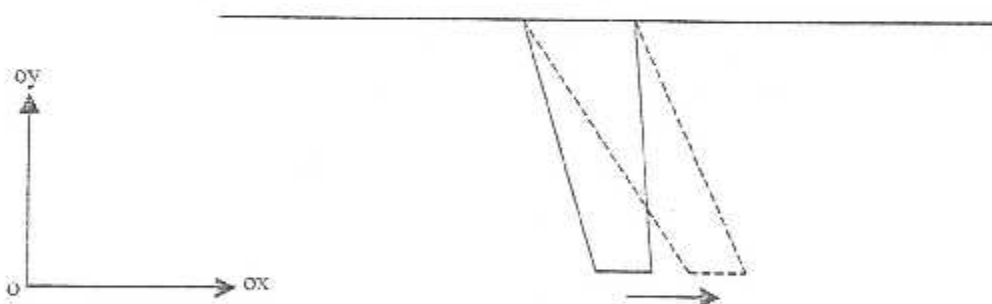


Fig-III-3 : Flexion horizontale

II. 4 Efforts localisés.

Aux efforts répartis et supportés par l'ensemble de la structure viennent s'ajouter des efforts localisés en certains points de l'aile. Ces efforts sont dus principalement aux attaches de train d'atterrissage, de gouvernes de volets d'aérofreins. Etant appliqués en des points précis, ces charges seront encaissées par des pièces prévues à cet effet. Toutes les ouvertures pratiquées dans l'aile affaiblissent localement sa résistance, elles devront donc être bordées d'encadrements destinés à prévoir la rigidité et la résistance.

III – EFFETS D'EFFORTS SUPPORTES PAR L'AILE

Supposons que l'aile se comporte comme une poutre encastree et observons l'effet de ces forces :

- Le moment M aura pour effet de vriller l'aile, c'est à dire lui imprimer un mouvement de rotation autour de l'axe Oy - Ce mouvement est appelé moment de torsion.
- La force Rz fera lever l'aile en la tordant autour de l'axe Ox qui est l'axe longitudinal de l'avion.

Cette force Rz créera un moment de flexion.

- La force Rx fera tourner l'aile autour de l'axe Oz et tend à mettre en flèche les ailes. Cet effort est cependant petit vis à vis des deux autres.

III. 1 Efforts appliqués a la voilure au sol :

III.1.a. Efforts tranchant et moment de flexion:

Lorsque l'avion est en sol, nous trouverons uniquement les efforts massiques verticaux et qui sont:

- P_1 : Poids reparti de la structure
- P_2 et P_3 : poids reparti du carburant.
- P_4 et P_5 : poids concertée des moteurs
- R : Réaction ponctuelle de l'atterrisseur

En cheminant de l'extrémité à l'emplanture on obtient qualitativement la forme des courbes ci-contre pour l'effort tranchant Tz et le moment de flexion Mx .

Le moment max se situe à l'atterrisseur, car ce dernier au sol est un point d'appui pour la poutre (aile) donc il y a un couple de traction compression dans ce point (Fig.III-4).

III.1.b. Torsion:

Excitons une voilure en torsion, elle va vibrer autour d'un axe élastique.

L'effort réparti et ponctuel n'étant pas situés sur cet axe, en chaque section le déport engendra un couple de torsion My .

Une section est donc soumise à un moment de flexion Mx , un effort tranchant Tz un couple de torsion My (qui n'ont pas toujours le sens de la fig.III-5)

III. 2 Efforts appliqués à la voilure en vol symétrique

Dans une aile tirée (réacteur liés à l'aile, généralement décollés de l'intrados) nous trouvons deux types d'efforts qui sont:

III.2.a. Efforts verticaux:

L'effort concentré dû à l'atterrisseur est remplacé par un effort réparti de portance. (fig.III-A)

- La portance étant supérieur au poids de l'aile puisqu'il faut aussi porter le fuselage, l'effort tranchant T_z est toujours dirigé vers le haut. Le moment de flexion M_x tend à faire monter l'aile en comprimant l'extrados. (Fig.III-B)
- le déport par rapport à l'axe élastique donne comme précédemment un moment de torsion M_y .
- donc une section est soumise à un effort tranchant T_z , un moment de flexion M_x et un moment de torsion M_y . (fig.III-C)

III.2.b. Efforts longitudinaux:

On trouve la traînée réparti et les poussés ponctuelles (réacteur). (Fig.III-D)

- la poussés est tend supérieur à la traînée de l'aile seul, l'effort tranchant change de signe pour être dirigé vers l'avant au niveau de premier réacteur.
- le moment de flexion change de signe entre le deuxième réacteur et l'emplanture au point B. (fig. III-E.H)
- le déport II des poussés par rapport à l'axe élastique. (Fig.III-F), introduit un moment de torsion.
- donc une section est soumise à un effort tranchant T_x , un moment de flexion M_z et un moment de torsion M_y , qui tend le bord d'attaque dans la partie BC, le comprime dans la partie AB. (fig. III-E.H)
- il y aura donc un point de flexion en B dans la déformé de bord d'attaque

Donc on peut dire que :

- L'effort tranchant correspond à des contraintes de cisaillement.
- Le moment fléchissant correspond à une contrainte de traction (extrados en vol) et une contrainte de compression (intrados en vol)
- L'efforts tranchant et le moment fléchissant étant maximum à l'emplanture, c'est donc l'emplanture qui aura le plus gros épaisseur

Fig.III-4

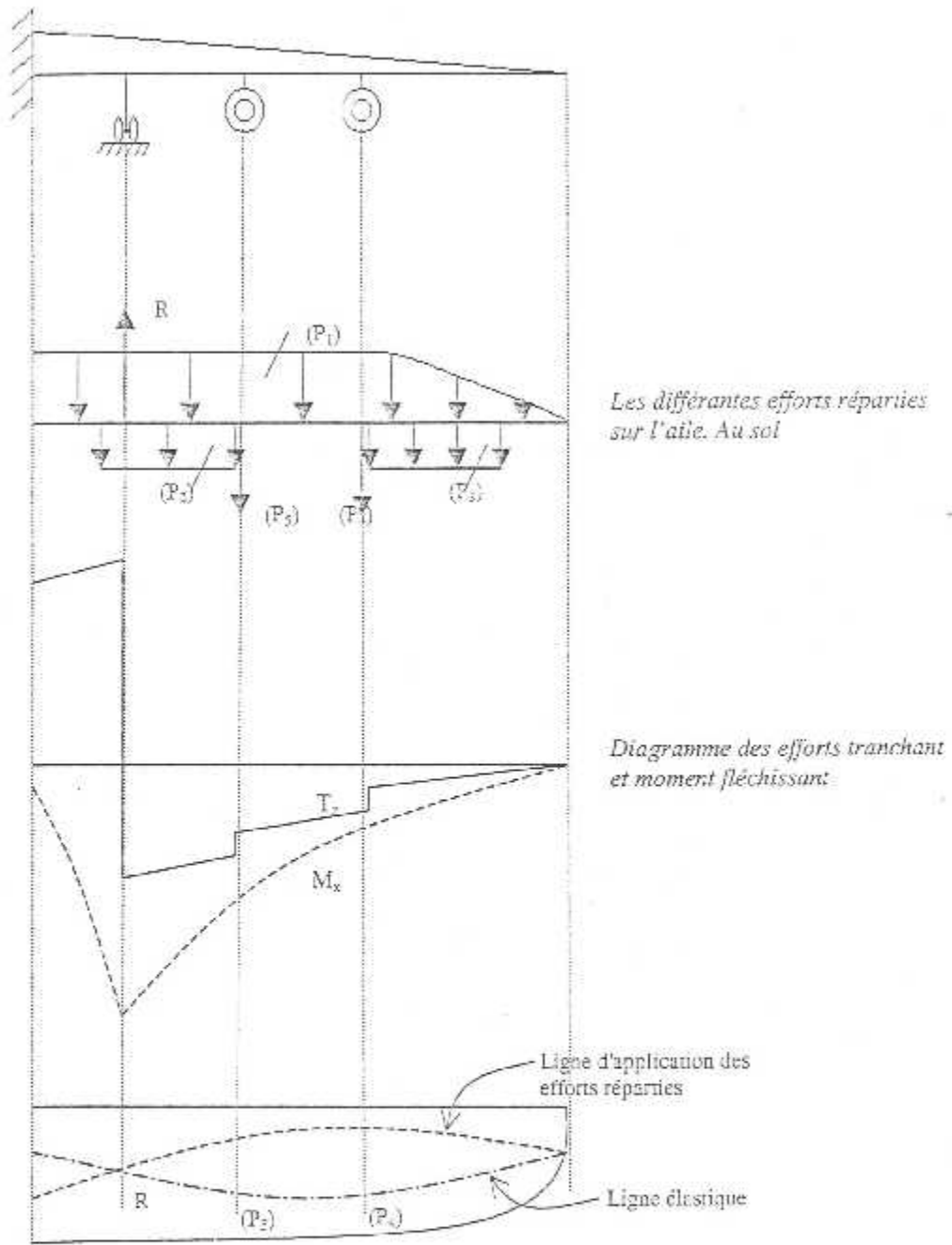


Fig.III-5

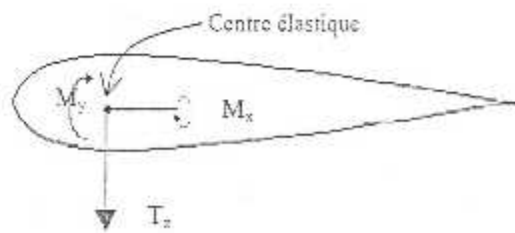
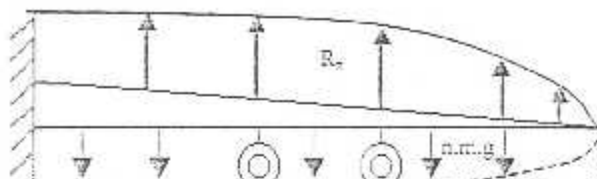


Fig.III-A



Les différentes efforts réparties sur l'aile. Au vol

Fig.III-B

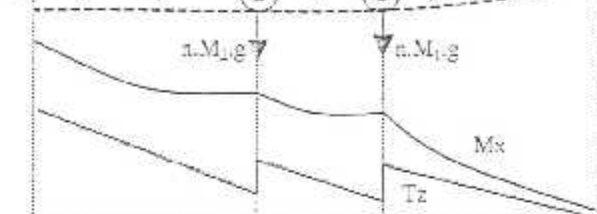
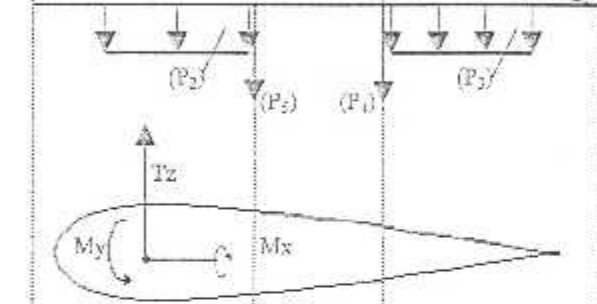


Diagramme des efforts tranchant et moment fléchissant

Fig.III-C



Les efforts verticaux

Fig.III-H

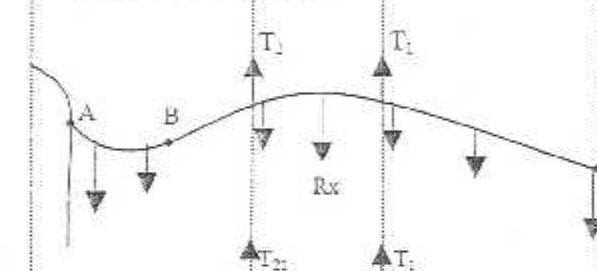
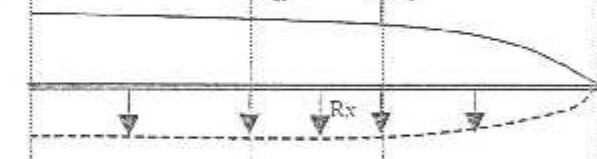


Fig.III-D



La traînée réparti- poussée ponctuelle

Fig.III-E

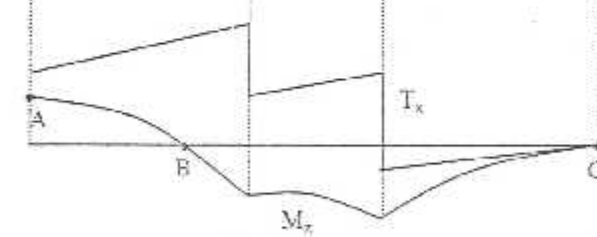
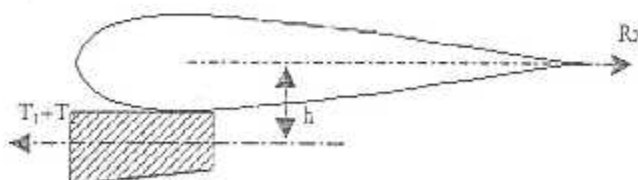


Fig.III-F



Déport des poussé

Fig.III-G

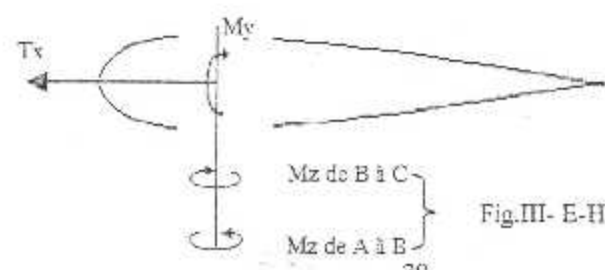


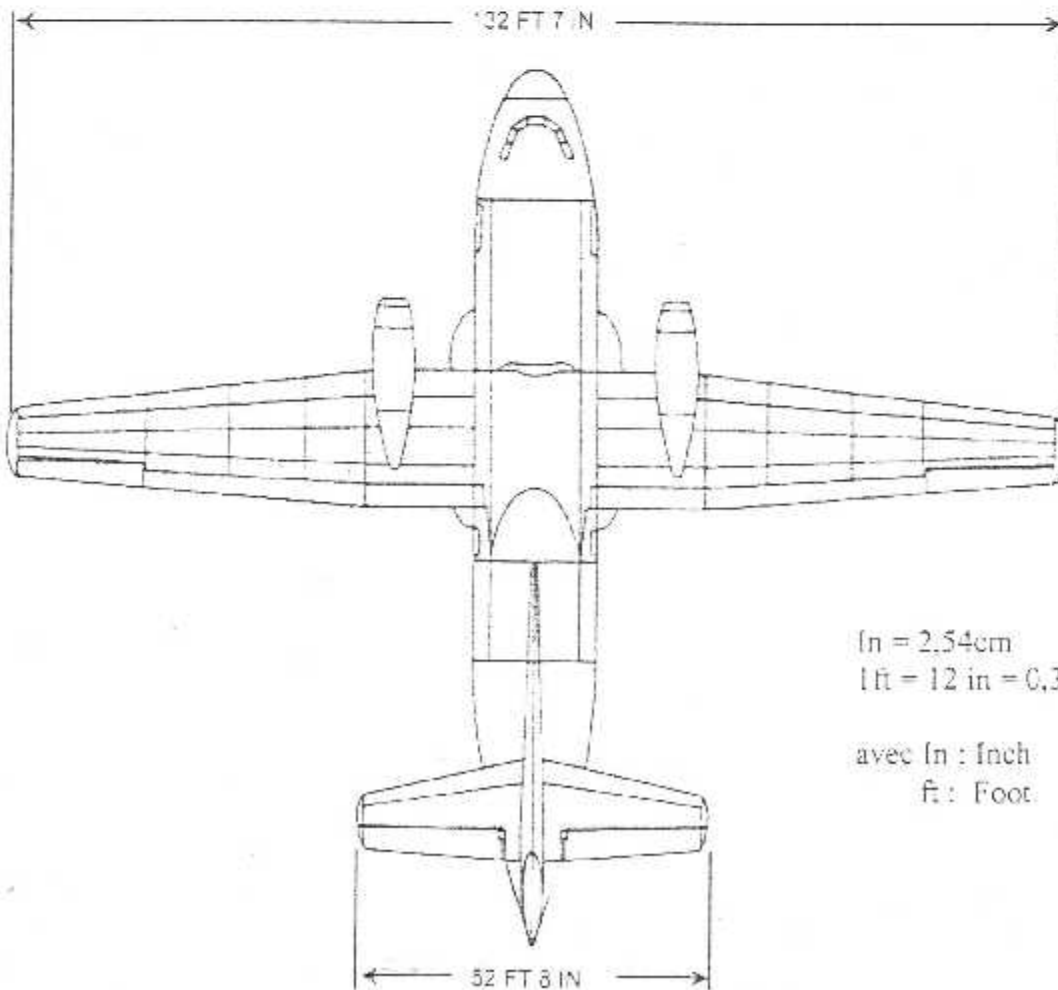
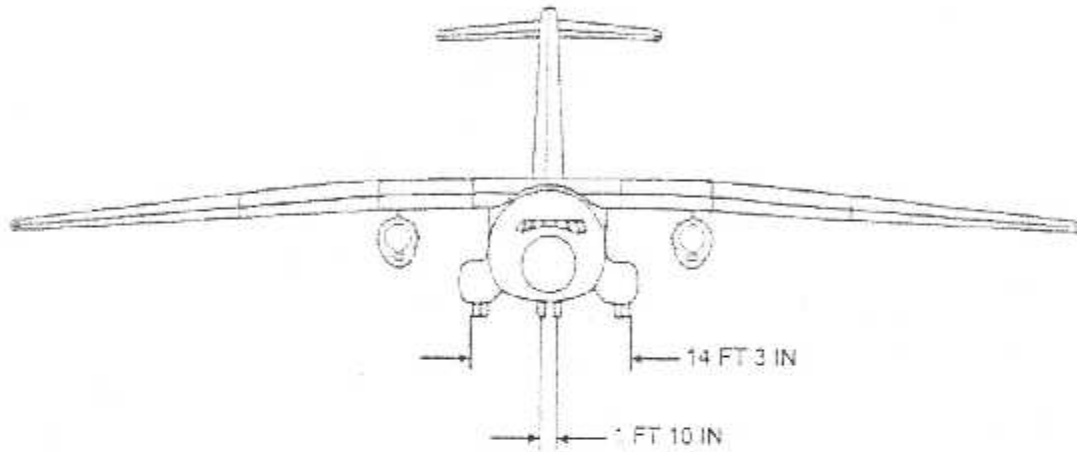
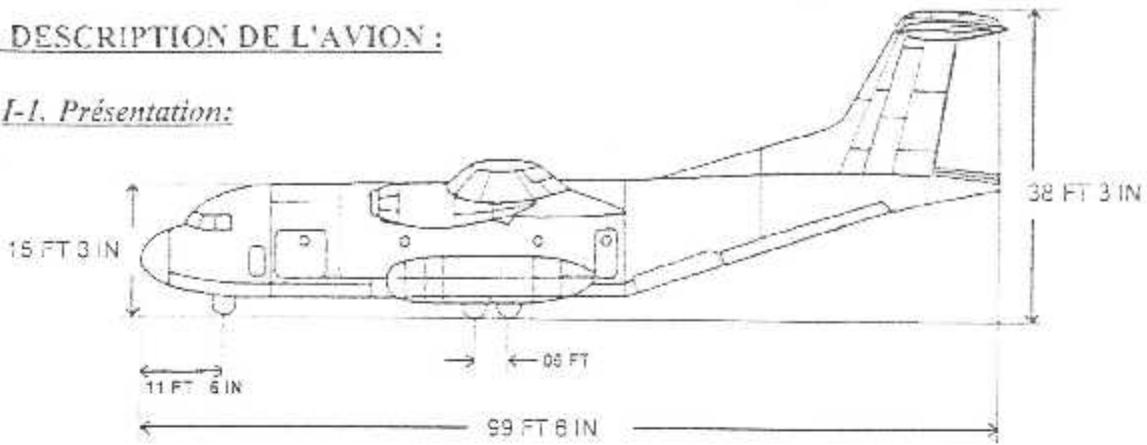
Fig.III- E-H

CHAPITRE IV

Installation du système de carburant

I- DESCRIPTION DE L'AVION :

I-1. Présentation:



1 in = 2,54 cm
 1 ft = 12 in = 0,3048 m.

avec in : Inch
 ft : Foot.

1-2. Présentation générale:

- Avion cargo.
- polyvalent (civil et militaire)
- biréacteur.
- Atterrissage / Décollage court.
- Aéroport avec équipement Minimum.
- Utilisation sur une piste sommairement aménagée

1-3. Caractéristique:

Propulsion:

Deux moteurs à turbo fan

Estimation de performances:

- Vitesse : 920 km/h
- Poussé : 5 tonnes
- Masse : 20 tonnes
- Rayon d'action : 3500 km
- Consommation spécifique : 0.5

Estimation:

D'après les données dans les performances de cet appareil, il faut calculer l'estimation de la quantité du carburant qui répond au rayon d'action cité.

$$R = V_0 \times T_{max} \dots\dots\dots(1)$$

avec : R est le rayon d'action

V_0 est la vitesse de vol

T_{max} est la durée maximale de vol avec la masse de carburant maximum

T_{max} est donné par la relation suivante :

$$T_{max} = \frac{M_{max}}{C_s \times F} \dots\dots\dots(2)$$

avec : C_s est la consommation spécifique

F est la poussé

M_{max} est la masse maximale du carburant

De (1) et (2) on obtient :

$$M_{max} = \frac{C_s \times F \times R}{V_0}$$

Application numérique:

$M_{\max} = 9.5$ tonne. Avec $\rho = 0.8$ Kg/L.

$M_{\max} = 11875$ Litre

Ce qui revient à dire qu'il faut 9.5 tonnes de carburant pour que l'appareil arrive à satisfaire les 3500 km de rayon d'action.

$T_{\max} = 3.8$ Heures

L'appareil effectue ce rayon d'action durant 3 heures et 48 minutes.

II- CONSTITUTION DES RESERVOIRS A CARBURANTS :II-1. Les réservoirs d'essence :

Il y a quatre réservoirs principaux, situés dans les ailes. Les réservoirs principaux sont numérotés de un à quatre de la gauche vers la droite, dont les réservoirs *un* et *deux* sont dans l'aile gauche et les réservoirs *trois* et *quatre* dans l'aile droite. (fig. IV-1)

Les quatre réservoirs principaux sont de type construction plombage intégral.

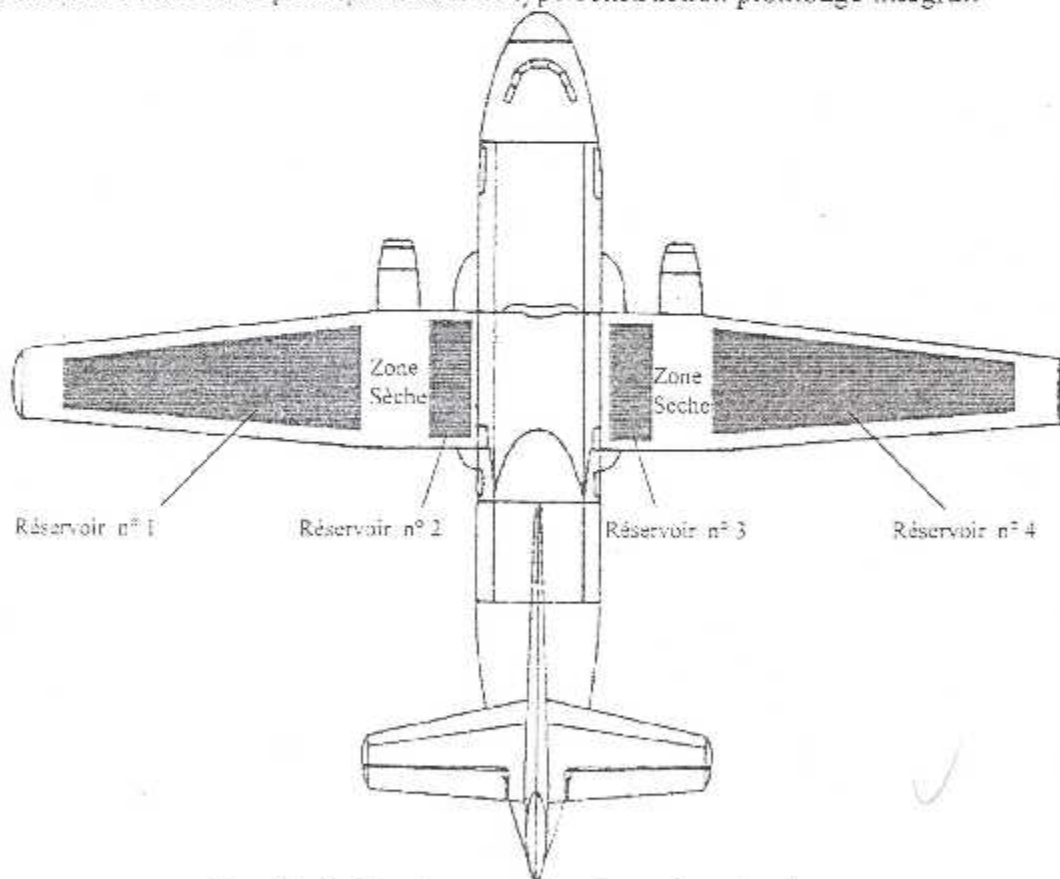


Fig. IV-1 : Emplacement des réservoirs principaux

II-2. Les réservoirs internes principaux :

Les réservoirs principaux à l'intérieur sont du type de construction intégral et sont situés entre le moteur et fuselage, ils sont connus comme réservoir numéro deux et trois.

Chaque réservoir principal a un bonnet de remplissage de type chasse gravité dans la partie supérieur de la surface de l'aile, utilisable si les fonctions SPR ne sont pas disponible.

Les portes de remplissage de carburant sont fait de telle sorte à empêcher la maintenance répétée des réservoirs. A cause de leurs profondeur, le carburant débordera quand ils sont pleins à travers le drain de Dalot laissant un espace d'air de 3 % pour l'expansion thermique. Une valve de volet est incorporé dans l'assemblé des remplisseurs de gravité pour empêcher le déversement du carburant dans le cas ou le chapeau de remplissage est perdu en vol.

Une petite boîte de poussée plombée (surge box) est située à l'intérieur des coins de chaque réservoir. La pompe de poussée (boost pompe) de carburant est située dans ce compartiment.

La boîte de poussée empêche la pompe de carburant de s'assécher pendant les attitudes de gravité négative, aile et nez abaissés, la boîte de poussée ou la pompe de propulsion peut être inspecté ou être enlevée ou remplacée à travers un panneau d'accès (porte de visite) située sur le bord de fuite de l'aile.

L'accès à l'intérieur du réservoir se fait à travers un panneau d'accès dans la zone sèche (Dray Bay) l'entrée se fait à travers ce panneau pour l'inspection du réservoir, réparation de la cellule de l'aile ou pour le remplacement et enlèvement des composants.

Le carburant est fourni à la boîte de poussée à travers des valves de battement qui permettent l'entrée du carburant dans le compartiment mais non la sortie. La boîte de poussée est aussi fourni avec le carburant à partir d'un enleveur éjecteur d'eau situé sur la boîte de chaque réservoir principale. L'éjecteur enleveur d'eau garde une quantité de carburant à la pompe de poussée pendant une attitude du nez baissé avec un niveau bas du carburant.

La pompe de poussée du réservoir principale fournit du carburant pressurisé au moteur ou à divers alimentation croisée, donc on peut alimentée plusieurs moteurs avec une seul pompe.

Une deuxième pompe est installée dans le réservoir, elle est montée sur la cloison interne (nervure) à 4% au dessus du fond du réservoir. Cette pompe fourni un rejet indépendant du carburant, peut être aussi utilisé pour aider le dégazage de l'avion et dans le transfert du carburant d'un réservoir à un autre.

11-3. Les réservoirs externes principaux :

Les réservoirs externes principaux sont de construction intégrale. Ils sont situés entre le moteur et l'implanture de l'aile et sont connu comme réservoir N° un et quatre

Les réservoirs sont divisés en plusieurs parties par des traverses, ce dernier empêche l'arrivée brusque du carburant durant les manœuvres de vol et aide à garder le chargement distribué. Quatre panneaux d'accès au sommet de l'aile permettent un accès au centre aux compartiments

extérieurs. L'accès aux compartiments intérieurs se fait par une porte de visite dans la zone sèche à l'arrière des deux moteurs.

L'arrivée du carburant dans la boîte de poussée, située dans le coin intérieur à l'arrière du compartiment interne est la même que celle décrite auparavant dans les réservoirs internes principaux.

Une deuxième pompe est installée dans le réservoir, elle est montée sur la cloison interne (nervure). Ces pompes sont utilisées pour déverser le carburant et peuvent être aussi utilisées pour enlever et transférer le carburant d'un réservoir à un autre.

Dans le compartiment du centre, adjacente une nervure intérieure est montée d'un contrôle de niveau dual et d'une valve d'arrêt. Il y a deux valves de ventilation utilisées dans le système de ventilation de ces réservoirs. L'un est situé dans le compartiment intérieur et l'autre dans la partie extérieure du compartiment. Leur fonction est de permettre à l'air de rentrer ou de sortir du réservoir sous certaines conditions.

Ils y a trois valves de purge de type poppet dans le réservoir externe, l'un est situé dans la boîte de poussée, le deuxième est juste devant la boîte de poussée et le troisième au bout de l'aile

III- SYSTEME CARBURANT :

III-1. Alimentation camion-réservoir :

Avant tout vol, l'appareil doit être ravitaillé au sol par un camion citerne qui devra se connecter par l'intermédiaire de tuyauteries au niveau du panneau externe de remplissage situé au niveau du fuselage au-dessous de l'aile droite de l'appareil. Ceci se fait par une pompe avec une pression contrôlée par le pompiste pour une bonne alimentation de l'appareil sans défection du système. Il doit vérifier la quantité de remplissage des réservoirs à l'aide d'indicateurs (jauges) situés au niveau du même panneau qui se situe en dessous de l'aile droit de l'appareil (Fig. IV-3).

Le système est équipé de valves permettant au pompiste de diriger l'alimentation en carburant à travers des tuyauteries menant à chaque réservoir.

Le système d'alimentation camion-réservoir est schématisé en détail dans la Fig. IV-3.1.

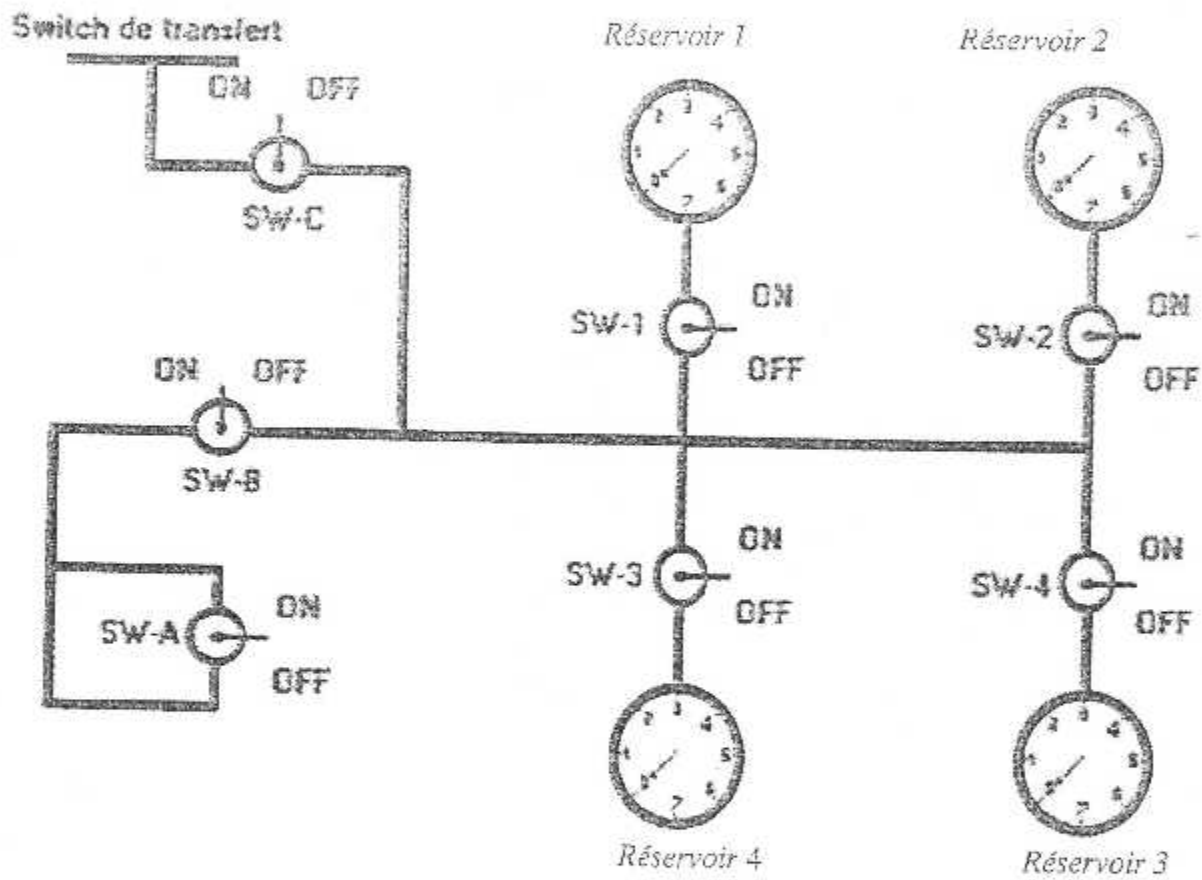


Fig. IV-3 : Panneau de remplissage.

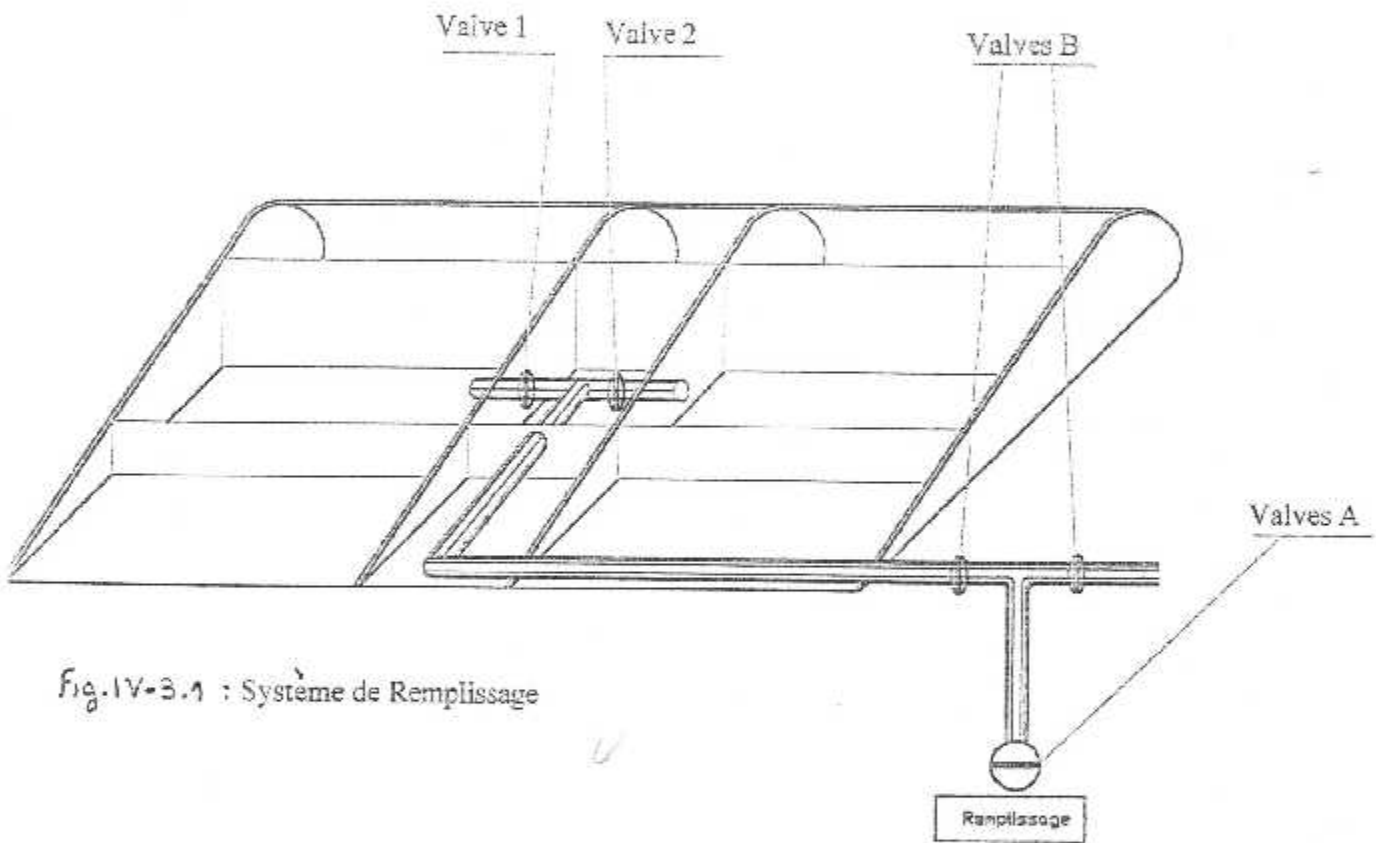


Fig. IV-3.1 : Système de Remplissage

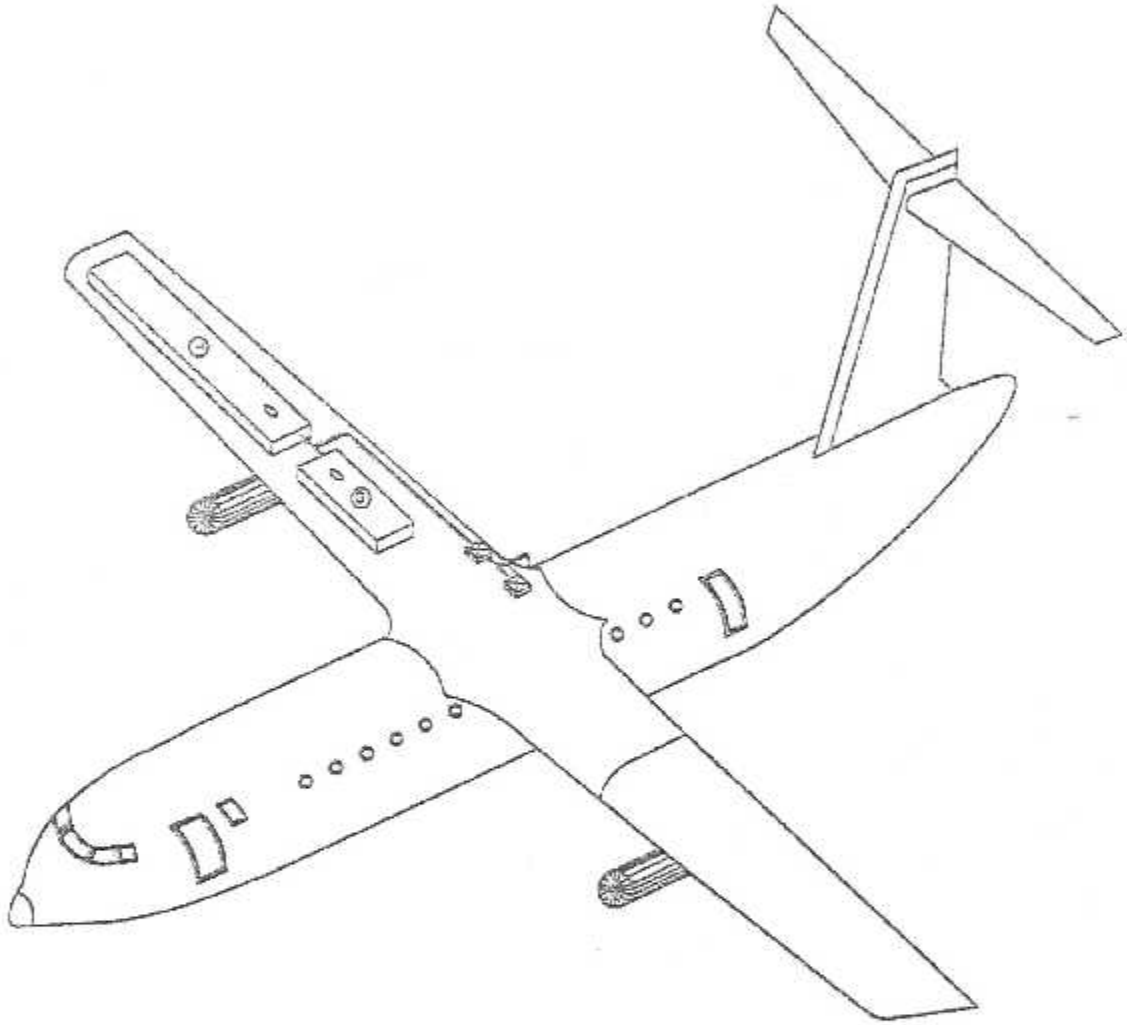
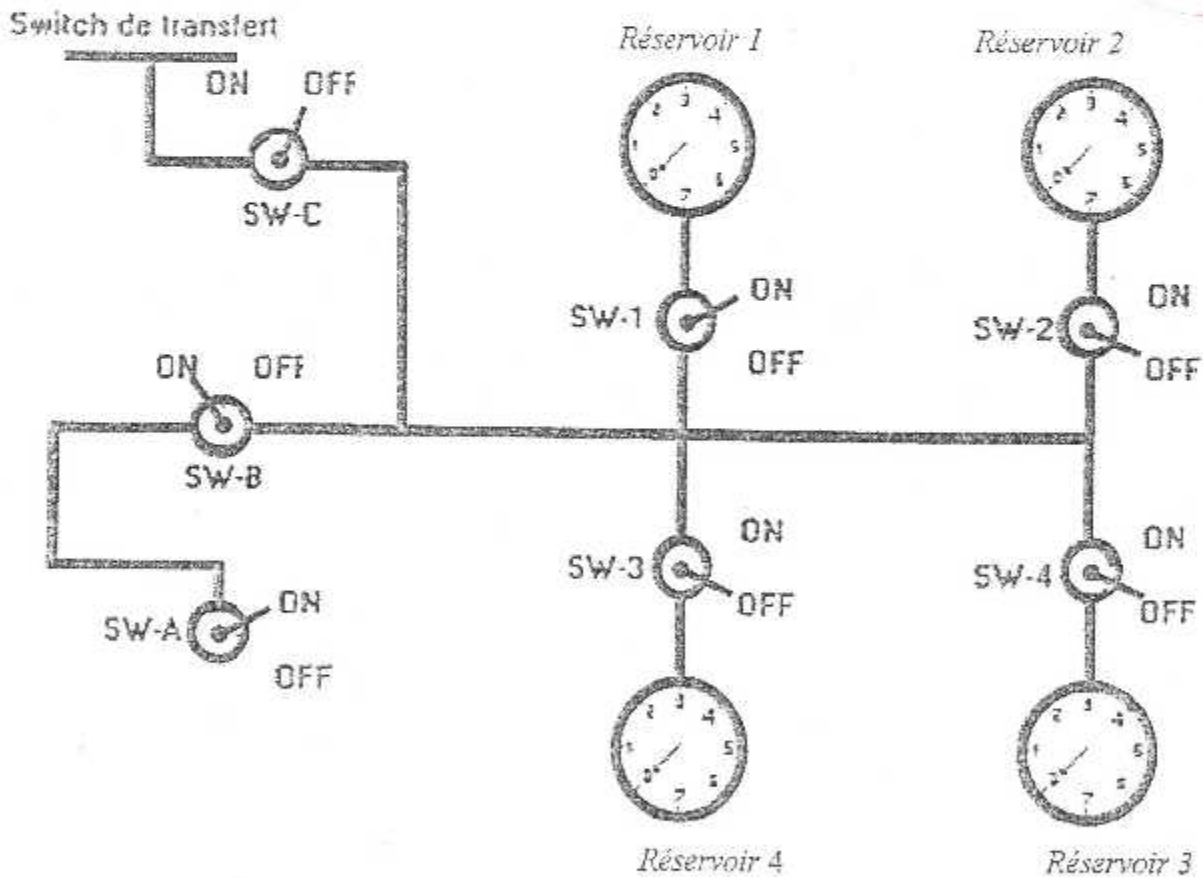


Fig.IV-3.1 : Système de Remplissage

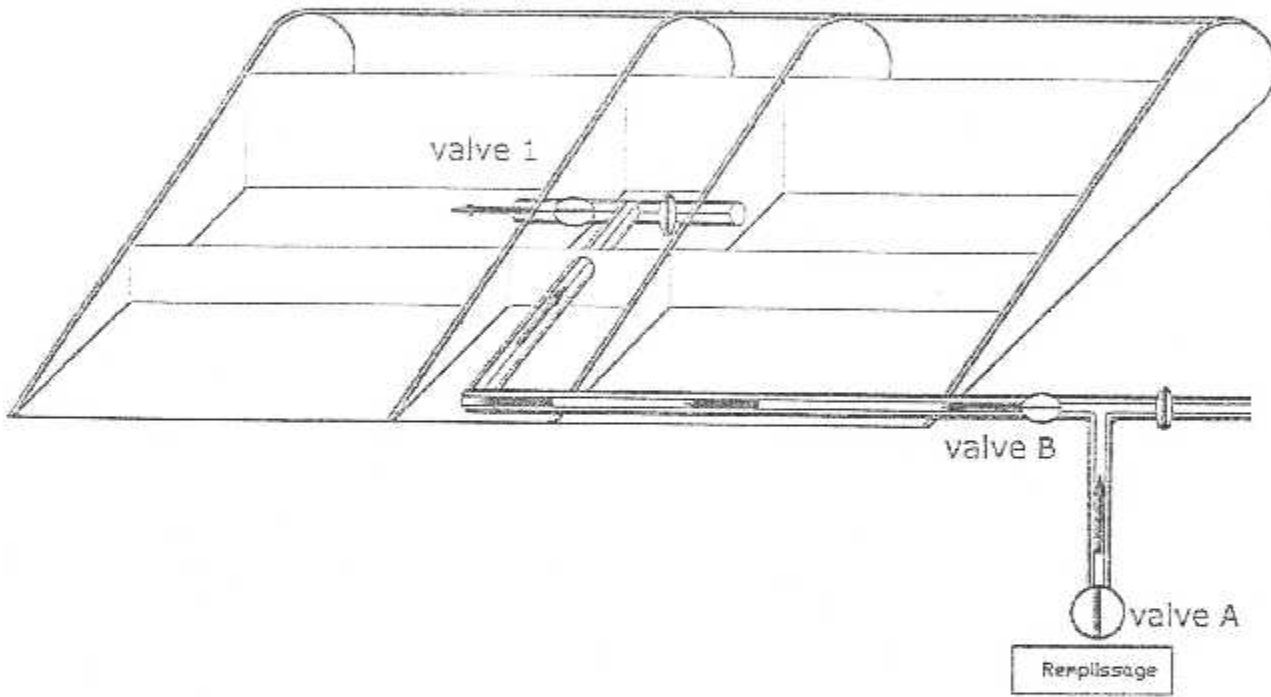
Exemple de remplissage camion-réservoirs :

- pour remplir le premier réservoir :
 - Actionner le SW "A" sur ON.
 - Actionner le SW "B" sur ON.
 - Actionner le SW "1" sur ON.
 - Les switches "C - 2 - 3 - 4" sur OFF.

Le réservoir 1 est alimenté directement par le carburant, et pour arrêter l'alimentation il faut actionner les switches "A - B - 1" sur OFF.



Exemple de remplissage



Exemple de Remplissage du réservoir N°1

III-2. Alimentation réservoir- moteur :

Cette opération est effectuée par le pilote pour fournir le carburant nécessaire au bon fonctionnement des moteurs (Fig. IV-4).

En cas de dysfonctionnement de différents composants du système (pompes, valves...) ou déséquilibre de la quantité de carburant (masse) entre les deux ailes (fuite, panne de moteurs...), le pilote doit effectuer certaines opérations de sécurité et donc pour cela, il existe un système d'alimentation croisée des réservoirs vers les moteurs, c'est à dire, alimenter de n'importe quels réservoirs les différents moteurs.

Ce système se constitue de quatre pompes de gavage (Boost pump) qui alimentent en carburants les deux moteurs à travers les tuyauteries et qui sont dirigées par des valves.

(Voir figure IV-3.2)

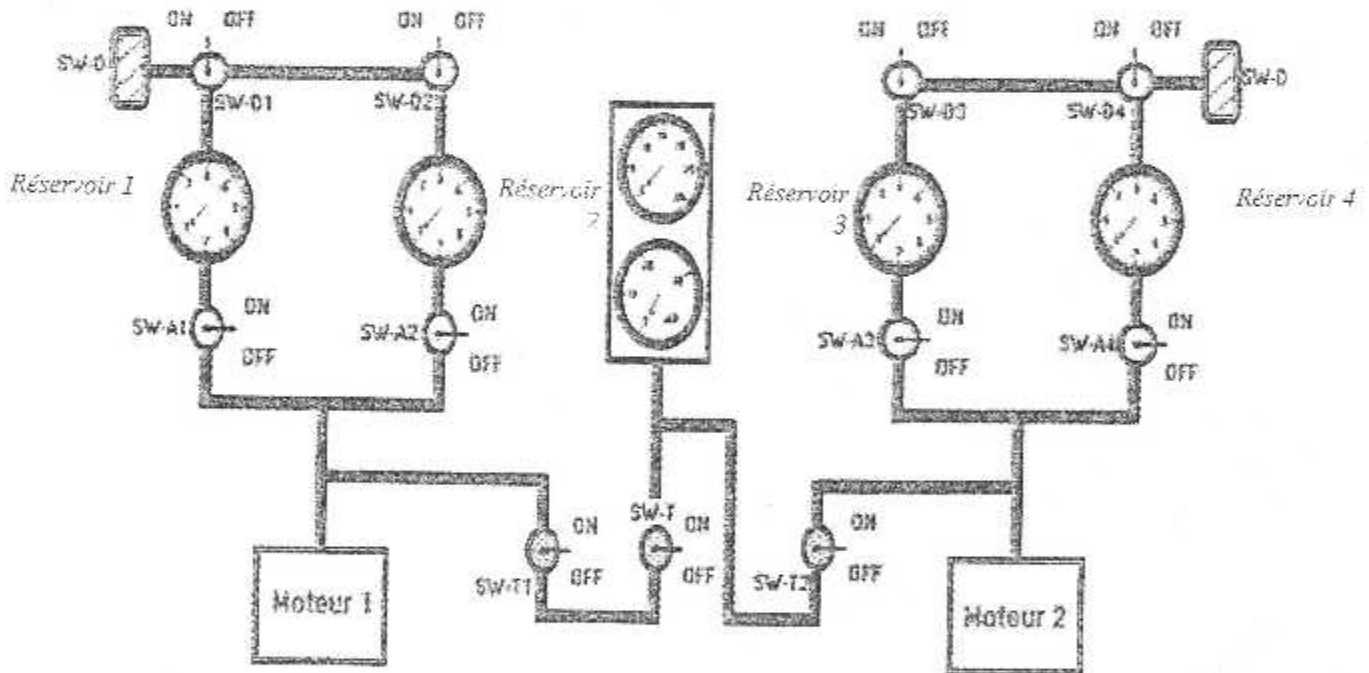


Fig. IV-4 : Panneau d'alimentation du réservoir-moteur.

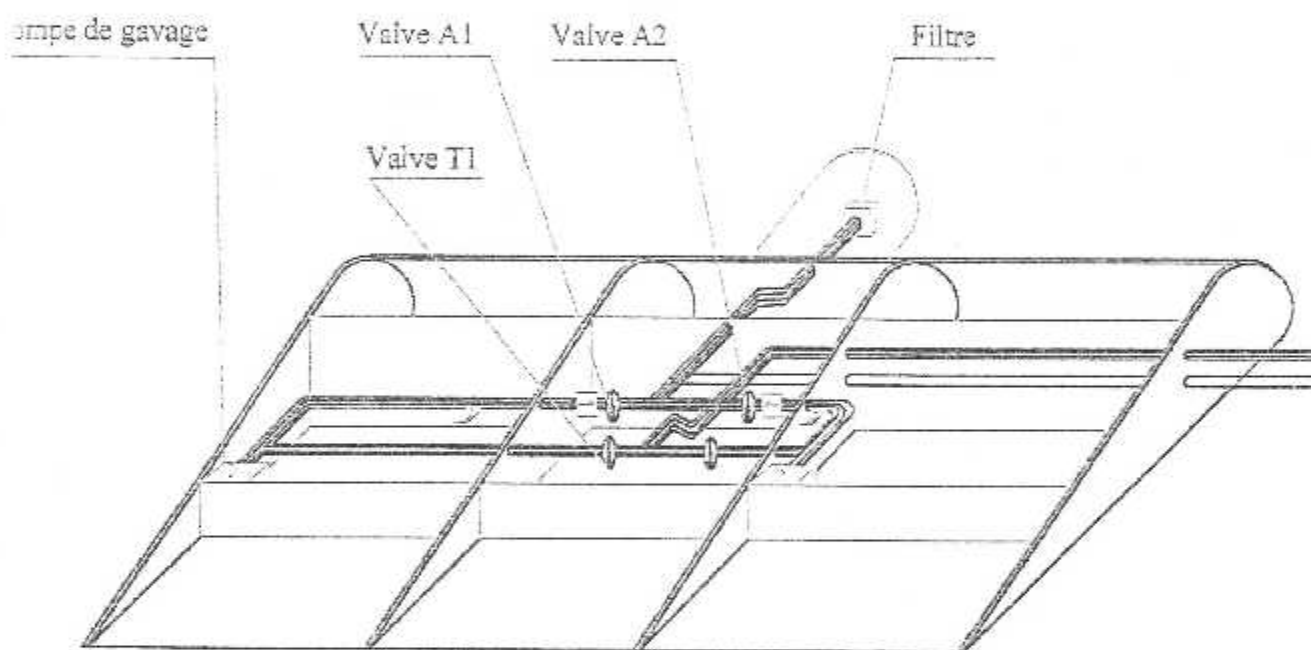
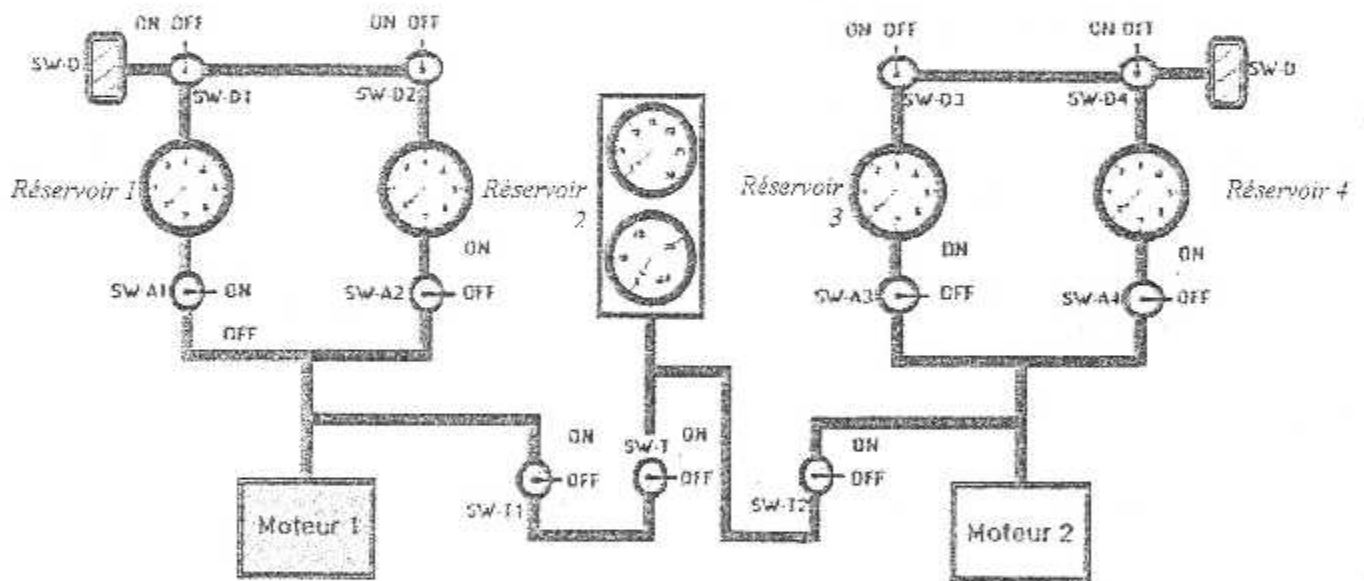


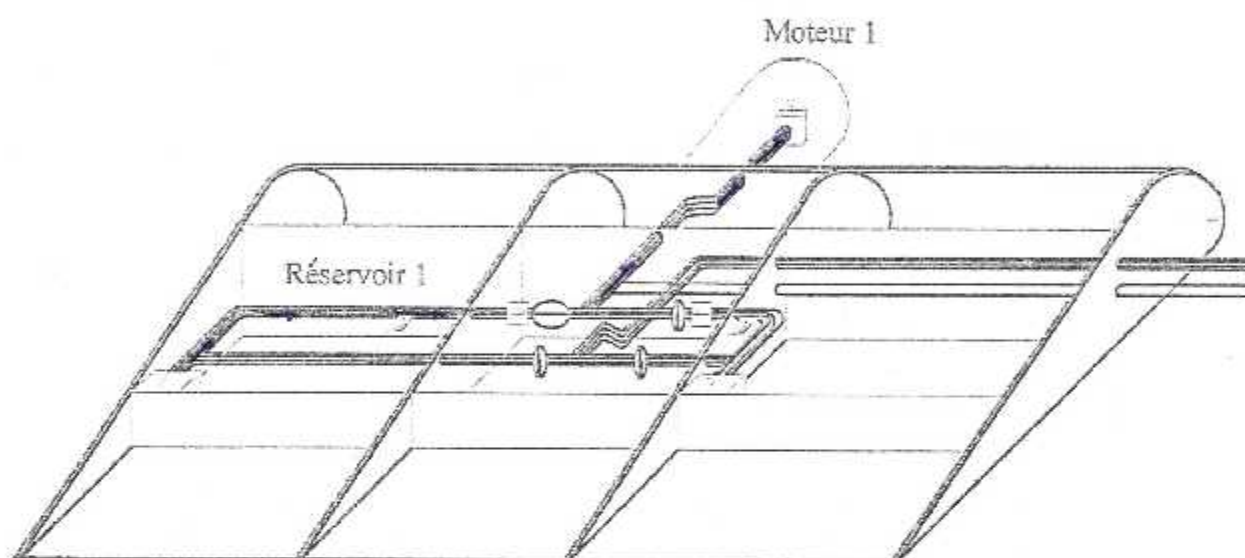
Fig. IV-3.2: Système d'Alimentation du moteur

Exemple d'alimentation des moteurs :
Alimentation directe :

- réservoir 1 - moteur 1.
- Actionner le SW " A₁ " sur ON.
- Les autres SW sur OFF.



Exemple d'alimentation directe



Exemple d'alimentation Réservoir 1 - Moteur 1 (alimentation directe)

Alimentation croisée :

- réservoir 1 – moteur2.
- Actionner le SW " A₁" sur ON.
- Actionner le SW " T₁" sur ON.
- Actionner le SW " T" sur ON.
- Actionner le SW " T₂" sur ON.
- Les autres SW sur OFF.

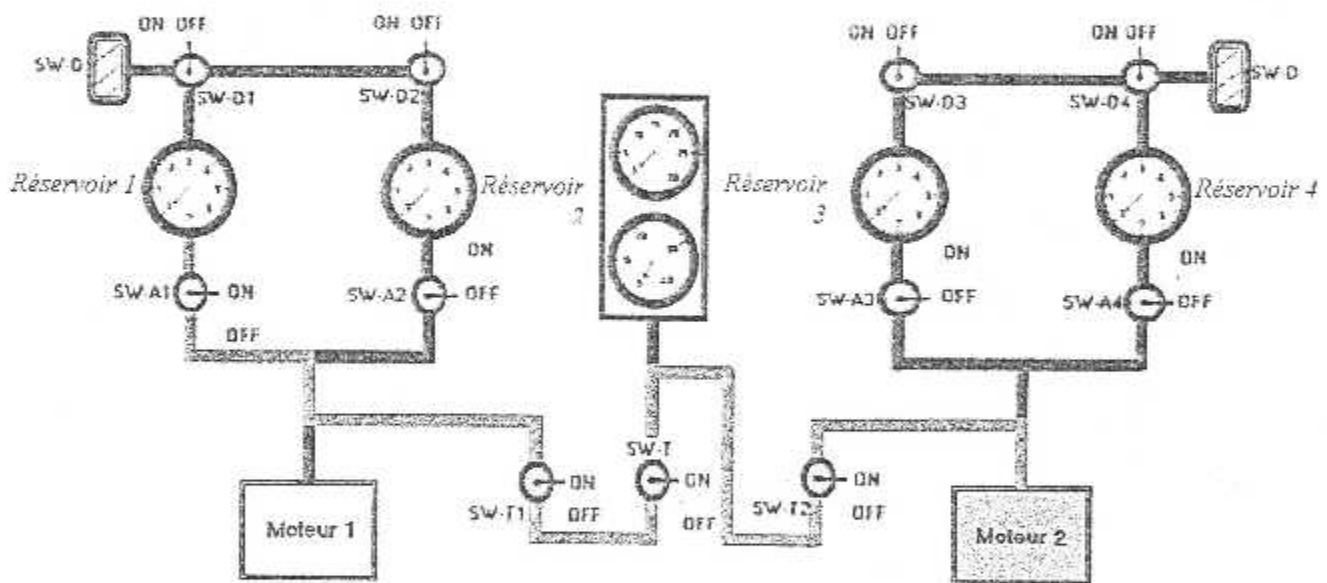


Fig. Exemple d'alimentation croisée

III-3. Transfert du carburant entre réservoir :

- *en sol :*

Cette opération est effectuée uniquement en sol pour le bon équilibre de l'appareil afin que la quantité de carburant embarquée dans chaque réservoir des deux ailes soit égale et symétriques. Cette opération est effectuée et dirigée par le pompiste et le pilote.

(Figure IV-3.3).

Exemple d'intercommunication entre les réservoirs :

- les switches "A" et "B" sur OFF.
- Actionner le SW "C" sur ON pour effectuer le transfert.
- pour faire le transfert du carburant du réservoir 1 vers le réservoir 2, actionner le SW "1" et SW "2" sur ON, en contrôlant le transfert par le panneau d'indication.

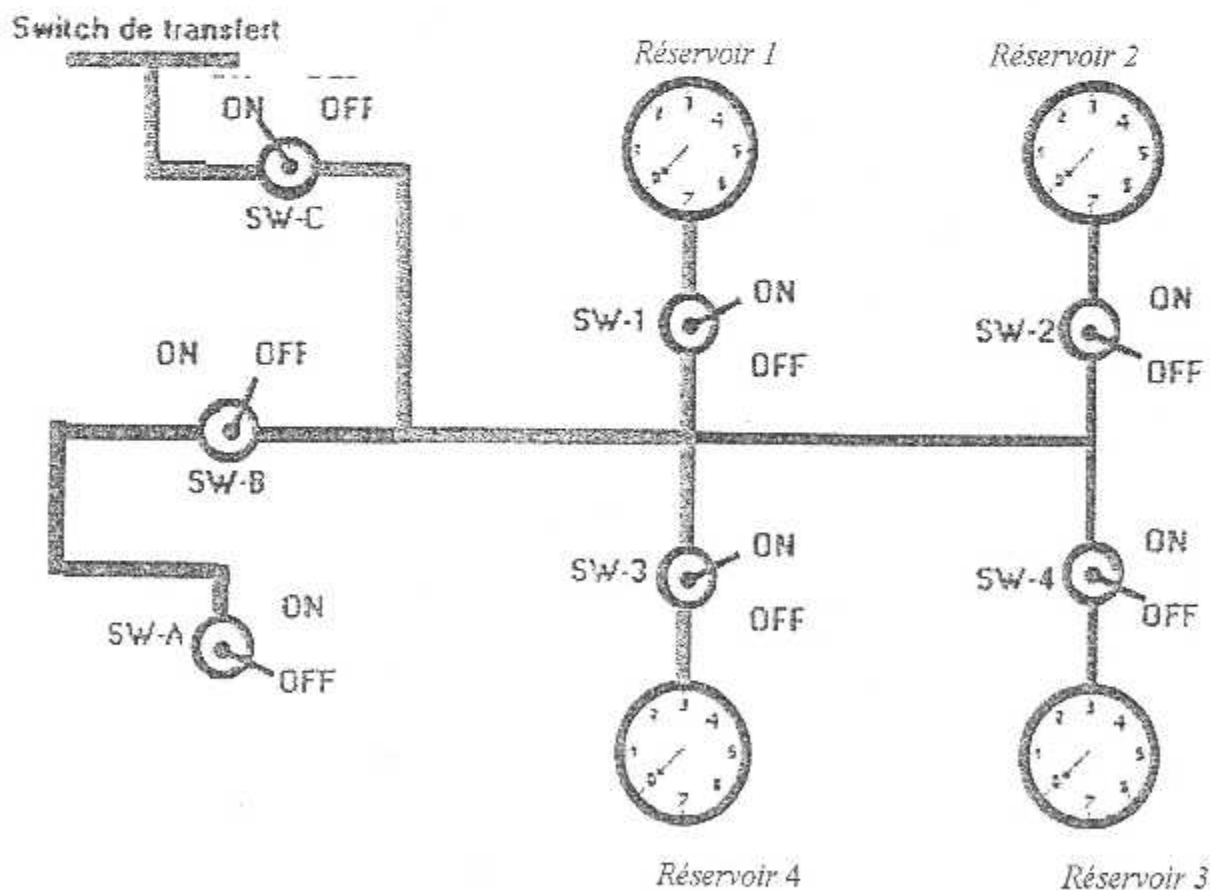


Fig. Exemple d'intercommunication

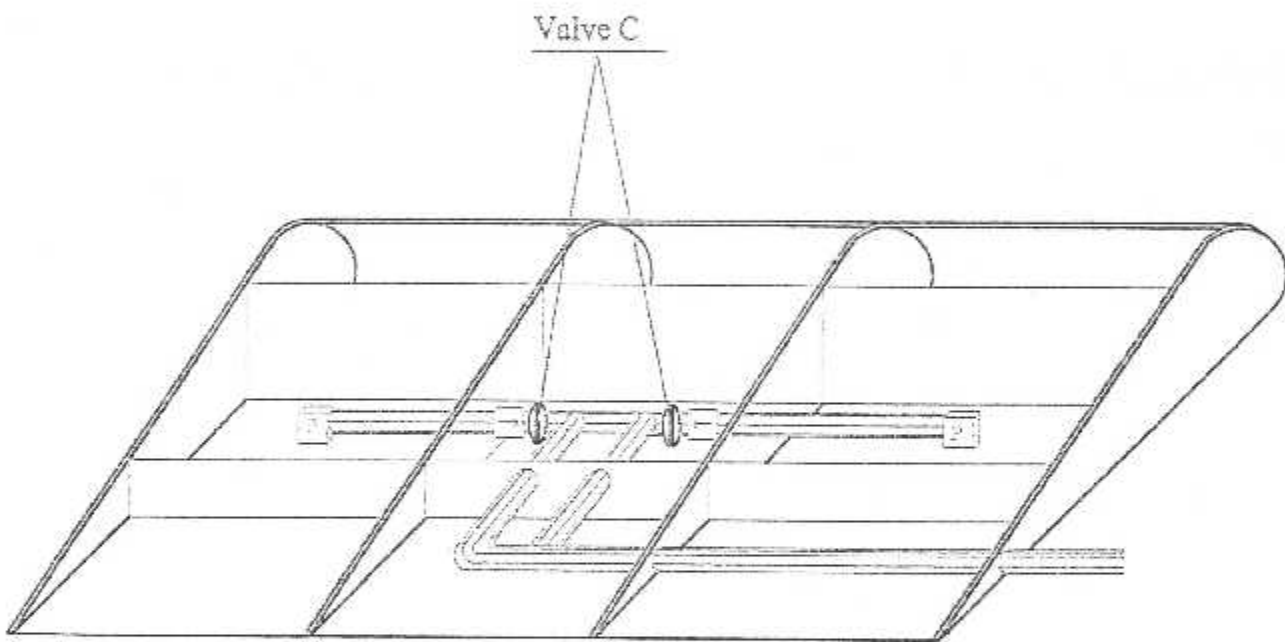
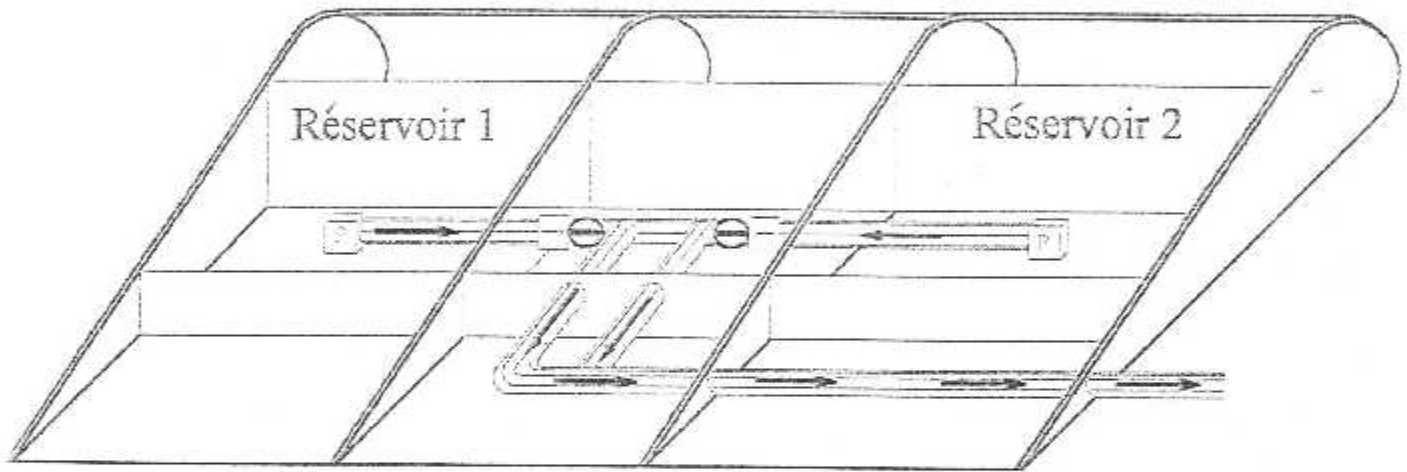


Fig. IV-3.3: Système de Transfert



Exemple de Transfert du carburant

- en vol :

Il est strictement interdit d'effectuer le transfère du carburant en vol par mesure de sécurité. Le pilote peut corriger le déséquilibre de l'appareil par alimentation croisée des moteurs.

III-4. Dump (éjection):

Cette opération est effectuée par le pilote en vol en cas de procédure d'urgence à effectuer (atterrissage forcé) pour diminuer la masse de l'appareil et pour éviter une explosion en cas de crash.

La pompe d'éjection est élevée de 4% par rapport à l'intra-dos pour garder une quantité nécessaire de carburant permettant aux moteurs d'assurer un bon atterrissage de l'appareil. L'éjection du carburant est assurée par des tuyauteries qui mènent vers l'emplanture de chaque aile. Cette opération est dirigée par des valves telles que illustrées dans la Fig. IV-4.

(Voir figure IV-3.4).

Exemple d'éjection (Dump) :

- Actionner le SW " D₁" sur ON.
- Actionner le SW " D₂" sur ON.
- Actionner le SW " D₃" sur ON.
- Actionner le SW " D₄" sur ON.
- Actionner le SW " D" sur ON.
- Les autres SW sur OFF.

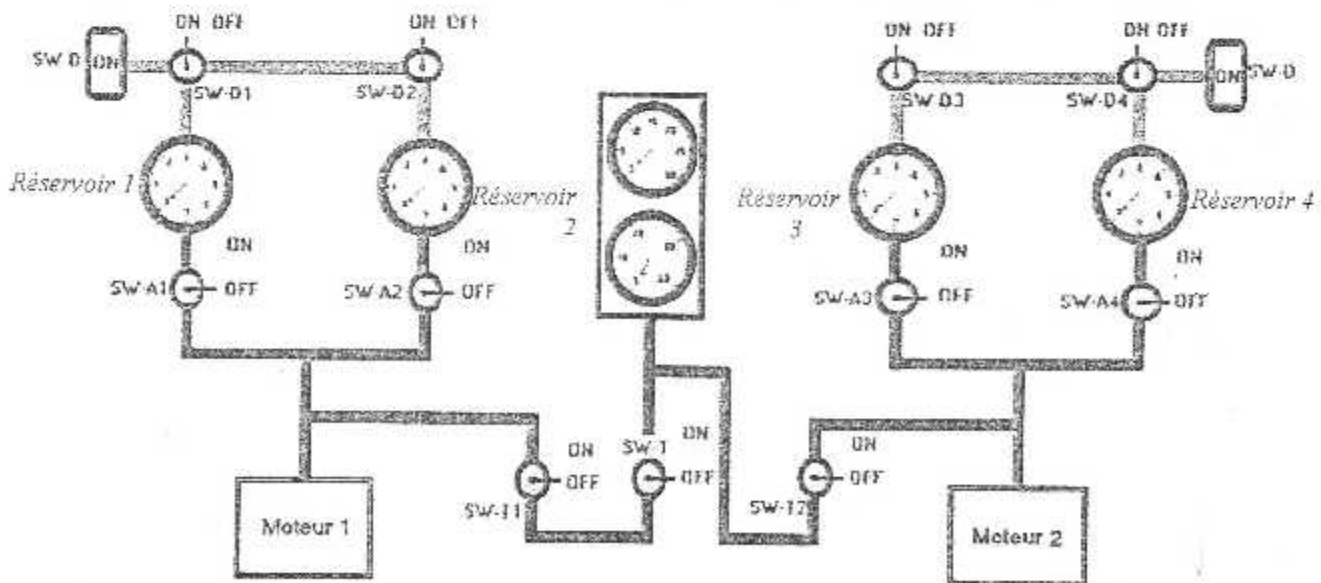


Fig. Exemple d'éjection

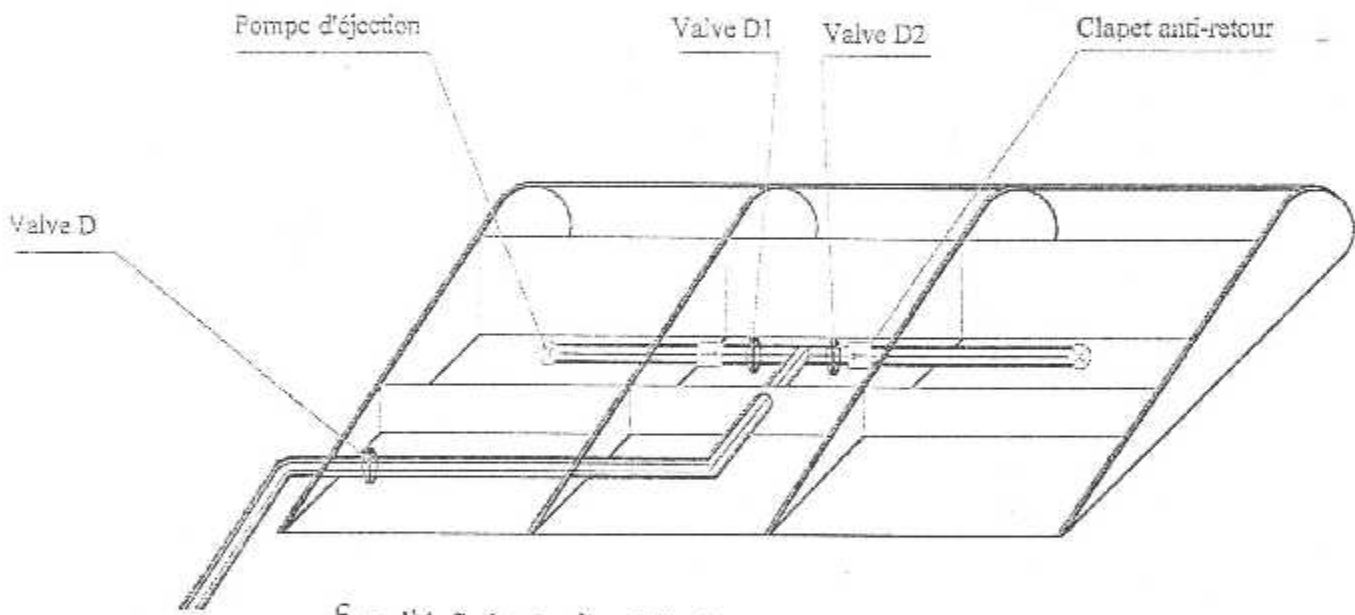
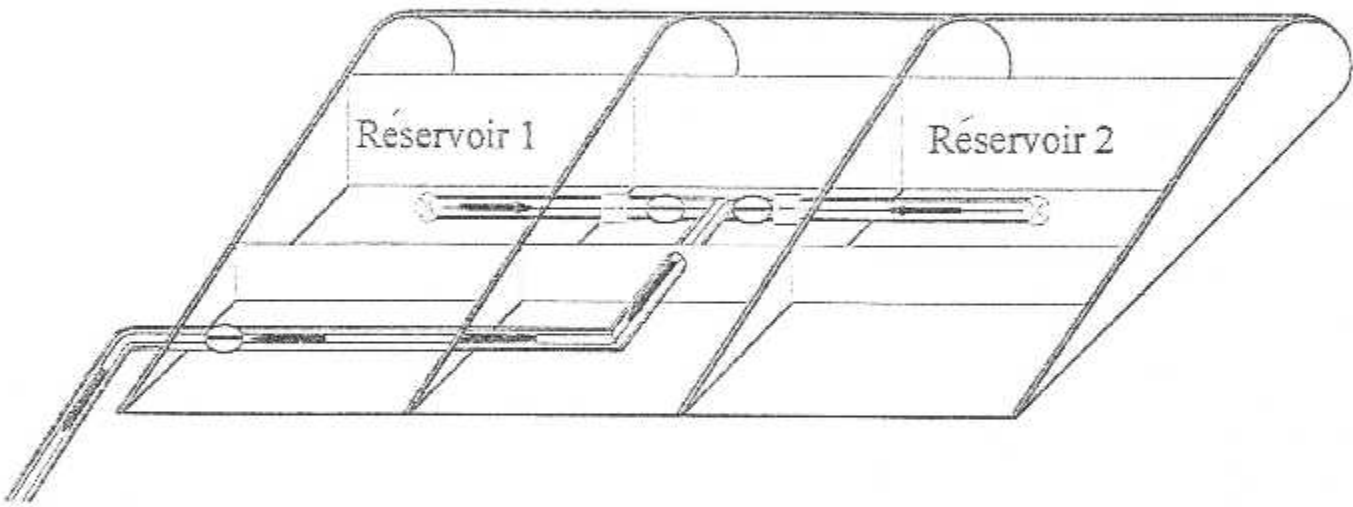


Fig.IV-3.4: Système d'Ejection



Exemple d'éjection du carburant (DUMP)

III-5. Système de ventilation

Chaque réservoir contient un individuel vent-system (de ventilation) par des canaux situés dans les raidisseurs de la partie supérieure de l'aile. Les orifices de mise à l'air libre à l'intérieur des réservoir sont placés de façon à assurée une aération adéquate quelle que soit l'assiette de vol.

Des clapets à flotteur, se fermant lorsque le carburant atteint le niveau des orifices des mise à l'air libre, servent à évité qu'une quantité excessive de carburant pénètre dans les canalisation de mise à l'air libre lors des changements d'assiette.

IV- Système d'indication :IV-1. Panneau de remplissage :

On trouve dans ce panneau un indicateur de pression de remplissage pour pouvoir contrôler le débit du carburant fournie par la pompe du camion.

On trouve aussi des indicateurs de quantités du carburant pour chaque réservoir pour l'équilibre de l'avion.

IV-2. Cokoit :

Il y a des indicateurs de pression du :

- Carburant fournie aux moteurs.
- Dans chaque réservoirs.
- Débit du carburant fournie par les pompes.

Des indicateurs de températures et de quantité de carburant.(voir fig-IV.4).

IV-3. Système de mesure :

On trouve des probes de différentes longueurs installer dans différents endroit des réservoirs pour pouvoir mesurer la quantité du carburant à chaque instant lors des différentes manœuvres effectuées par le pilote. (fig-IV.5)



Fig-IV.5 :Exemple d'installation des probes (coupe longitudinale d'une aile).

CHAPITRE V

Technologie de réalisation

I- CONSTRUCTION :

On se propose la réalisation d'un tronçon d'aile de dimensions : 600 mm x 350 mm ayant pour profil NACA 23012. Pour des raisons de maniabilité, d'accessibilité et de meilleure visualisation du système présenté (tuyauterie, pompe ...) nous avons été dans l'obligation de modifier notre structure et pour cela multiplier par deux la hauteur du profil. (Voir figure V- 1 et 2)

II- MATÉRIAUX UTILISÉS :

Les matériaux utilisés sont :

- Métaux : aluminium de type alliage duralium (fr-2024) symbole DD.

Il a pour composition :

- cuivre 4.25 %
- magnésium 1.5 %
- manganèse 0.1%
- silicium < 0.5%

III- LES MACHINES UTILISÉES :

Pour la réalisation de ce projet , nous avons utilisé des machines de réparations aéronautique disponibles au niveau de l'atelier d 'AIR ALGERIE que nous allons citer :

- cintruse
- cisaille manuelle
- cisaille mécanique
- machine à soyage
- plieuse
- machine à retainte et allongement

- Outillages utilisés :

Nous avons à notre disposition la caisse à outils comprenant :

- lime
- régler
- râpe
- perceuse pneumatique
- pistolet et tas (rivetage)
- l'étau
- etc

IV. DETERMINATION DES ELEMENTS DU RIVETAGE

Définitions

- pas :

On appelle « pas » d'un rivetage, la distance entre axes de deux rivets successifs d'une même rangée.

- Garde :

On appelle « garde » d'un rivetage (edge distance) la distance de l'axe d'un rivet placé sur le bord d'une tôle, au bord de cette tôle.

Ces caractéristiques, dont les valeurs dépendent de la forme de rivetage choisie, ont pour minima :

- garde : $2d$
 - pas : $6d$
- } $d = \text{diamètre du rivet}$

V. PREPARATION DU RIVETAGE

V.1. Préparation des éléments à assembler

V.1.1 Tracé

Le tracé des lignes de rivets doit être exécuté au crayon et non à la pointe d'acier qui produirait un sillon constituant une amorce de crique ; la pointe de laiton qui laisserait de légères traces susceptibles de provoquer une corrosion galvanique, et le traçage à l'encre sont également déconseillés voire même interdits.

V.1.2 Perçage

Les trous doivent être percés au forêt.

Le poinçonnage agit par arrachement et occasionne de petites craquelures susceptibles de provoquer des ruptures à long terme sous l'action d'efforts vibratoires.

On peut poinçonner si les tôles sont de faible épaisseur ou si l'on fait suivre le poinçonnage d'un alésage du trou.

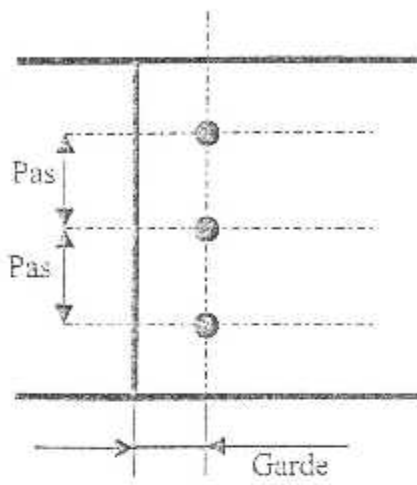
Le jeu entre le trou et le rivet doit être aussi réduit que possible :

On admet :

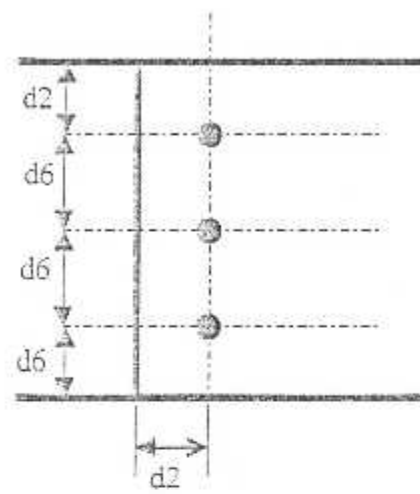
0,1 mm pour $d < 4$ mm

0,2 mm pour $5 < d < 10$ mm

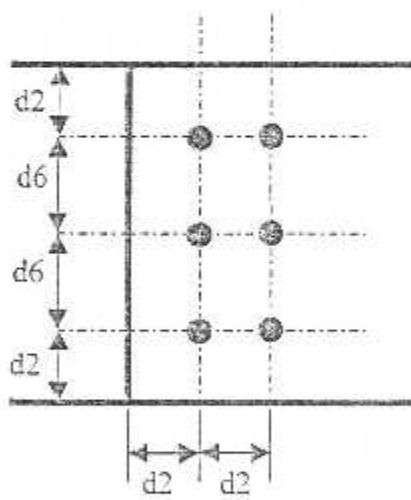
0,3 mm pour $d > 10$ mm



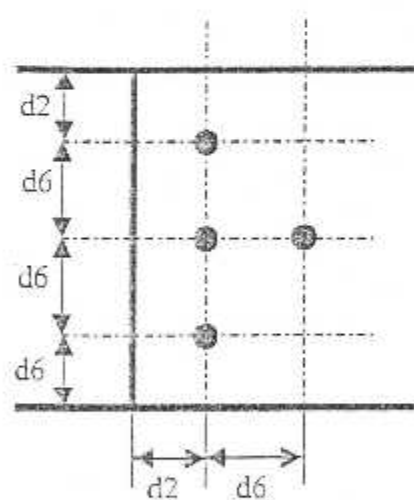
Terminologie



Simple Rang



Double Rang



Double Rang en Quinconce

Un léger chanfrein doit être ménagé sur les bords du trou pour loger l'arrondi de raccordement de la tige à la tête, aussi bien du côté de la tête préfabriquée que du côté de la tête à former (indispensable pour loger une tête fraisée et empêcher les criques radiales).

Après perçage il faut éliminer les copeaux : dégratage de l'ensemble si nécessaire.

V.1.3. Épinglage

Les alliages légers étant plus facilement déformables que les aciers, les trous sont facilement décalés lors du rivetage ; il convient de réaliser une fixation provisoire suffisamment solide à l'aide de boulons pour les tôles épaisses et d'agrafes pour les tôles minces.

Boulons et épingles peuvent être placés soit dans les trous définitifs, soit dans les trous de diamètre inférieur réservés à cet effet et qui, en fin d'opération, sont alésés pour recevoir des rivets de diamètre normal (on évite ainsi l'ovalisation due au développement des efforts sur boulons et agrafes lors du rivetage).

L'épinglage doit être suffisant et bien réparti de manière que les axes de tous les trous coïncident exactement.

Il est fonction de la nature du joint à réaliser : rivetage étanche, importance de la pièce au sein de la structure générale : (gousset, cadre, nervure, lisse, ...)

Le perçage définitif se fait quelquefois sur les éléments épinglés (l'inconvénient étant de ne pouvoir ébavurer les perçages cotés intérieurs des tôles). Il faut, dans ce cas, que l'épinglage assure un serrage uniforme et suffisant pour éviter la formation de bavures ou de copeaux entre les tôles à assembler.

VI - EXECUTION DU RIVETAGE

C'est le façonnage de la tête de fermeture qui peut s'effectuer, soit par percussion, soit par compression.

VI.1 Rivetage par compression

Il exige des machines coûteuses, munies de ces lourds et encombrants. Sous l'effet de la compression le fût du rivet se déforme en tonneau et vient s'appuyer sur les parois du trou ce qui donne une bonne étanchéité. Par contre, si la tête de fermeture est d'une forme nécessitant un gros effort, il peut arriver que la ligne de rivetage subisse une certaine déformation.

VI.2 Rivetage par percussion

C'est pratiquement le seul moyen d'assembler des éléments qui ne peuvent être embrassés par un Cè.

Il peut être exécuté, soit à la main, soit à l'aide de marteaux pneumatiques mono ou multi frappe, soit à l'aide de machines dites « martinets ».

VI.2.1 Rivetage à la main

Pour les rivets en A-U4G et A-G5 le poids du marteau doit être assez élevé (environ 100 d/ grammes). Le poids du tas est d'environ cinq fois celui du marteau.

Les coups doivent être suffisamment énergiques ; si la frappe n'est pas assez puissante la déformation reste localisée dans l'extrémité de la tige de rivet et le remplissage du trou n'est pas complet.

VI.2.2. Marteaux pneumatiques mono-frappe

Ne sont utilisés que pour les rivets de diamètre égal ou inférieur à 6 mm (puissance de frappe).

Chaque coup étant relativement puissant, la déformation de la tige est plus profond et les trous sont bien remplis.

Ils exigent des tas assez lourds.

6.2.3. Marteaux multi-frappe

- Les plus employés en raison de la rapidité du travail.
- Le tas est assez léger (à peu près le poids du marteau).
- Ils sont donc employés pour le rivetage à contre coup.
- Le temps de frappe du rivet ne doit pas, en principe, dépasser « n » secondes pour « n » mm de diamètre. On admet cependant que la durée de frappe puisse atteindre 30 à 40 secondes pour les très gros rivets.

On augmente beaucoup l'efficacité du marteau en allégeant la bouterolle.

VII- TRANSFORMATION DES MATERIAUX:

VII.1 les longerons:

VII.1.1 Les longerons avant:

- découpage de deux tôles 700 mm x 120 mm de l'aluminium 2024 d'épaisseur 0.8 mm
- pliage de ces deux tôles pour obtenir la forme U.
- les mettre en sens opposé et les riveter avec des rivets de diamètre 2.5 mm. fig. V-3

VII.1.2 Les longerons arrière:

- découpage de deux tôles 700 mm x 85 mm de l'aluminium 2024 d'épaisseur 0.8 mm
- pliage de ces deux tôles pour obtenir la forme U.
- les mettre en sens opposé et les riveter avec des rivets de diamètre 2.5 mm.

VII.2 Les nervures:

VII.2.1 Les nervures pleines:

- découpage de quatre tôles 235 mm x 120 mm de l'aluminium 2024 d'épaisseur 0.8 mm
- effectuer le pliage de ces deux tôles à l'aide d'un gabarit de forme du profilé NACA 23012. fig. V-4

VII.2.2 Les traverses :

- découpage de deux tôles 235 mm x 120 mm de l'aluminium 2024 d'épaisseur 0.8 mm
- effectuer le pliage de ces deux tôles pour obtenir deux corniers de forme du profilé NACA 23012.
- les fixer avec des corniers de différentes dimensions pour obtenir la forme d'une nervure de profilé NACA 23012. fig. V-5

VII.2.3 Les nervures de bord d'attaque:

- découpage de deux tôles 120 mm x 120 mm de l'aluminium 2024 d'épaisseur 0.8 mm
- effectuer le pliage de ces deux tôles à l'aide d'un gabarit de forme du profilé NACA 23012. fig. V-6

VII.2.4 Les nervures de bord de fuite:

- découpage de deux tôles 120 mm x 85 mm de l'aluminium 2024 d'épaisseur 0.8 mm
- effectuer le pliage de ces deux tôles à l'aide d'un gabarit de forme du profilé NACA 23012. fig. V-7

VIII- ASSEMBLAGE:

VIII. 1 Longerons-nervures:

- fixation des nervures (bord d'attaque + nervures pleines et traverses + bord de fuite) avec les longerons avant et arrière par des rivets à tête bombé de diamètre 2.5mm.

VIII. 2 Revêtements :

VIII. 2.1 Bord de fuite:

- pliage d'une tôle 700 mm x 165 mm d'un angle aiguë pour avoir la forme de bord de fuite
- mettre de vis et des prisonniers pour que le bord de fuite soit démontable

VIII. 2.2 bord d'attaque:

- enroulage d'une tôle 700 mm x 315 mm pour obtenir une forme précise d'un bord d'attaque.
- mettre de vis et des prisonniers pour que le bord de d'attaque soit démontable

VIII. 2.3 revêtement intrados :

- fixation d'une tôle 700 mm x 195 mm avec des rivets de diamètre 2.5mm à tête fraisée

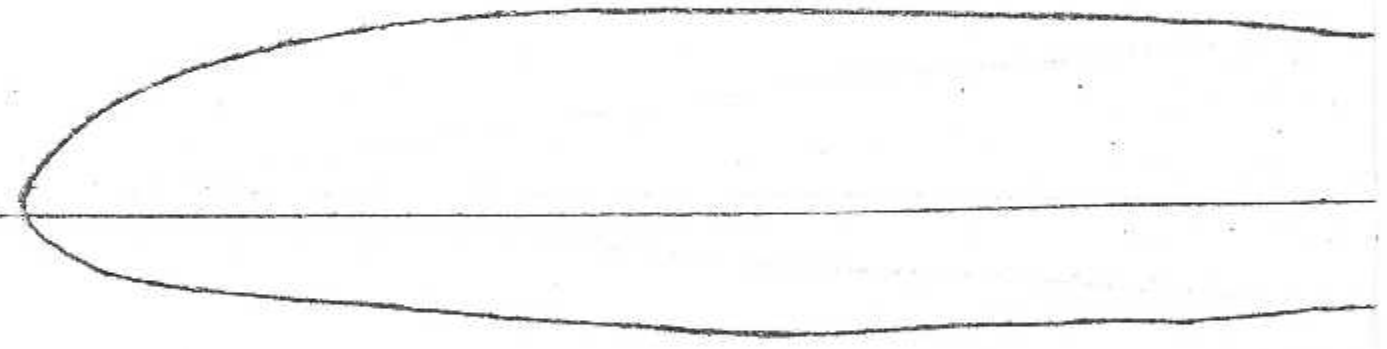
VIII. 2.4 revêtement extradados :

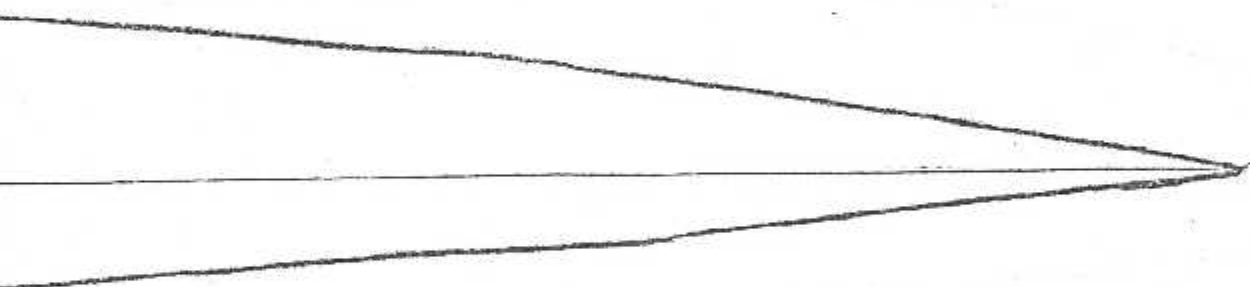
- fixation d'une tôle 700 mm x 195 mm avec des vis de diamètre 4mm à tête fraisée pour que le extradados soit démontable.

IX. L'ETANCHEITE

L'étanchéité des réservoirs est assurée par un PRC 14-22 (Product Research Corporation) appliquée sur les parties assemblées (rivetées) pour empêcher d'une part l'infiltration d'eau aux réservoirs et d'autre par la fuite de carburant. Les méthodes d'application du PRC sont les suivantes :

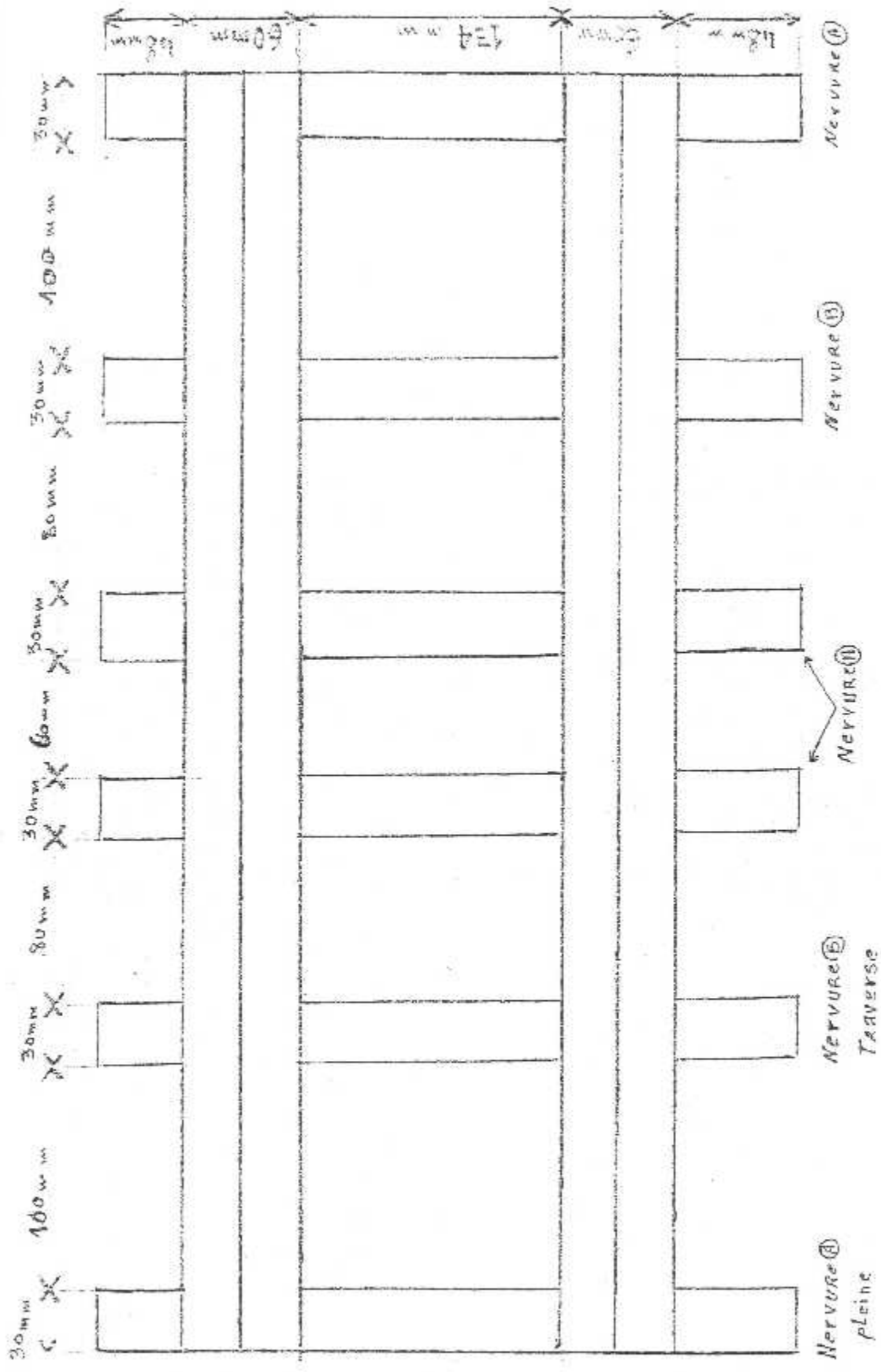
- 1- Commencer par nettoyer les surfaces.
- 2- Appliquer une couche primaire pour la protection contre tout types de corrosion(présence d'eau ou attaque microbienne).
- 3- Appliquer le PRC en cordon sur les parties assemblées.
- 4- Après avoir laissé le PRC sécher, étaler une couche de vernis isolante pour éviter toute sorte de réaction chimique entre le PRC et le carburant.



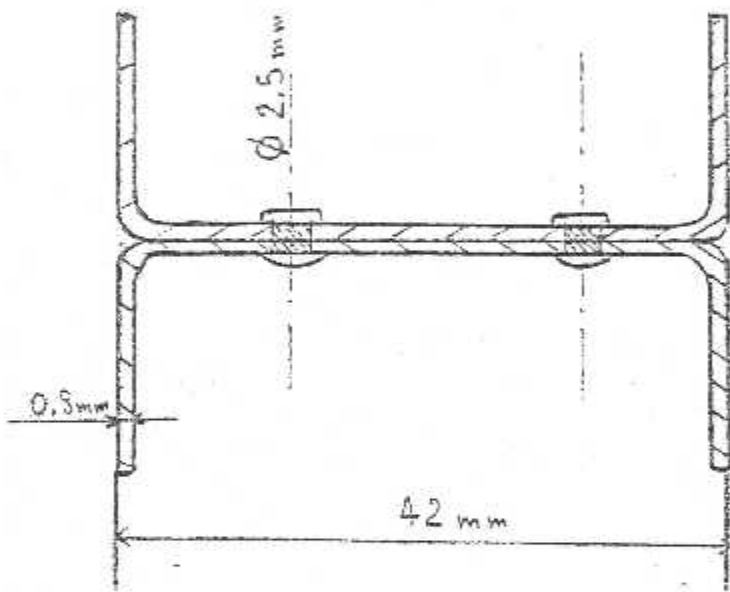


PROFIL NACA
23012

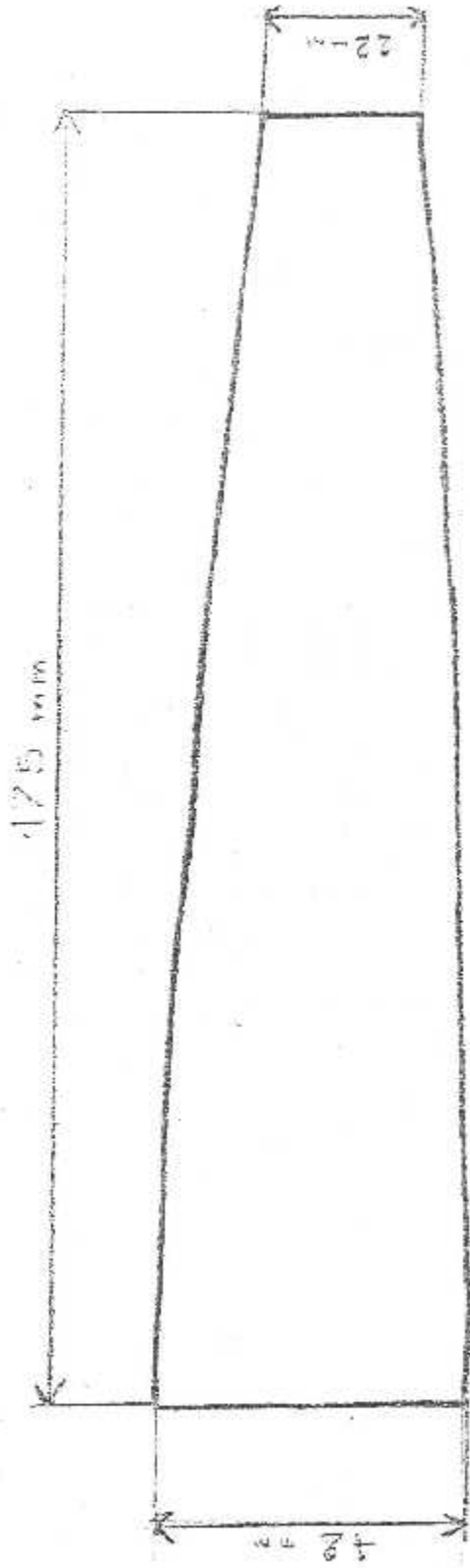
ECH 1/1	AERONAUTIQUE
23-09-2003	STRUCTURE
	N° 1



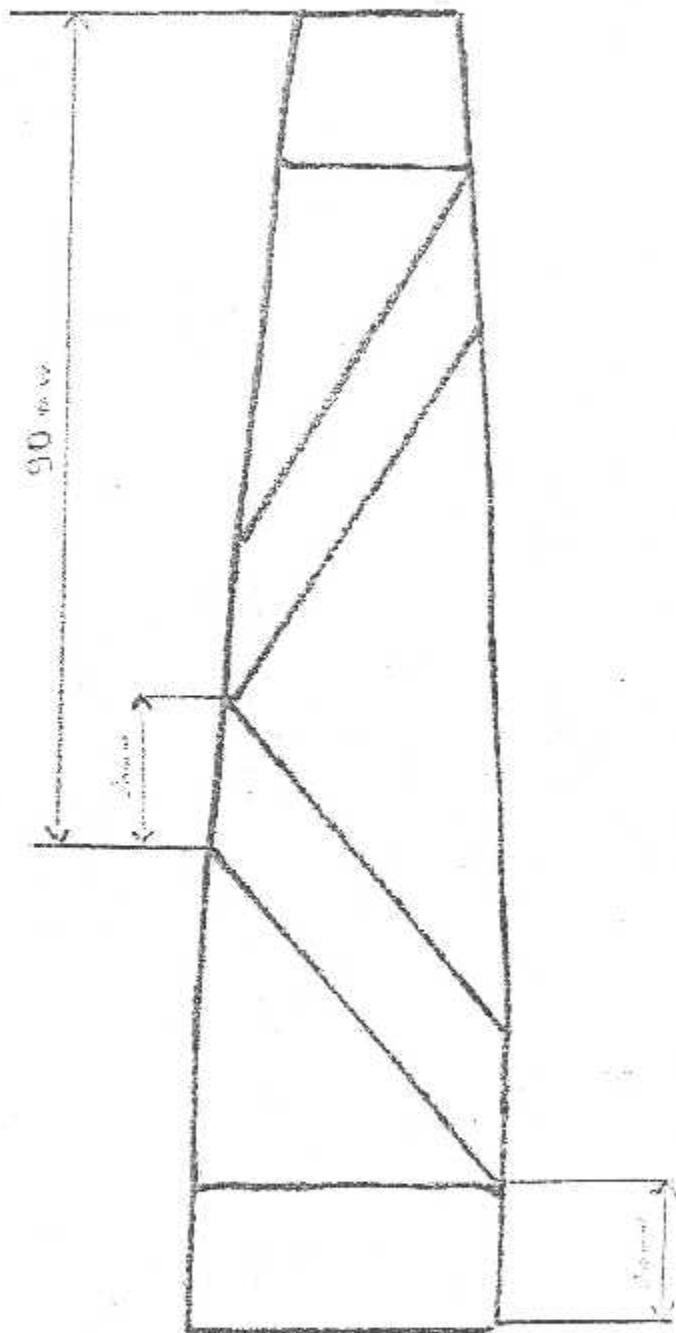
<h1>STRUCTUR DU TRONÇON D'AILÉ</h1>		ECH 1/3	AERONAUTIQUE
		23 - 03 - 2003	STRUCTURE
		N°2	



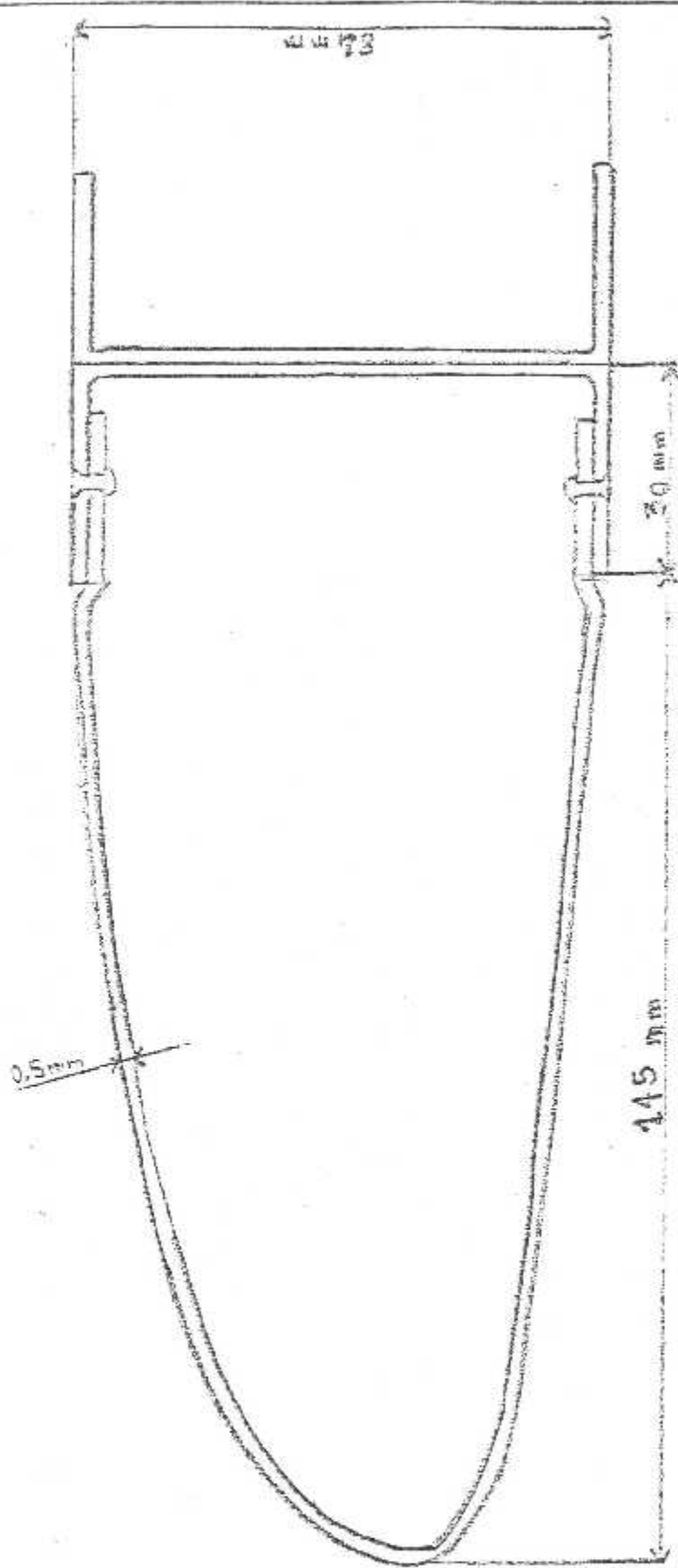
LONGERON AVANT	ECH 2/1	AERONAUTIQUE
	23-09-2003	STRUCTURE
		N°3



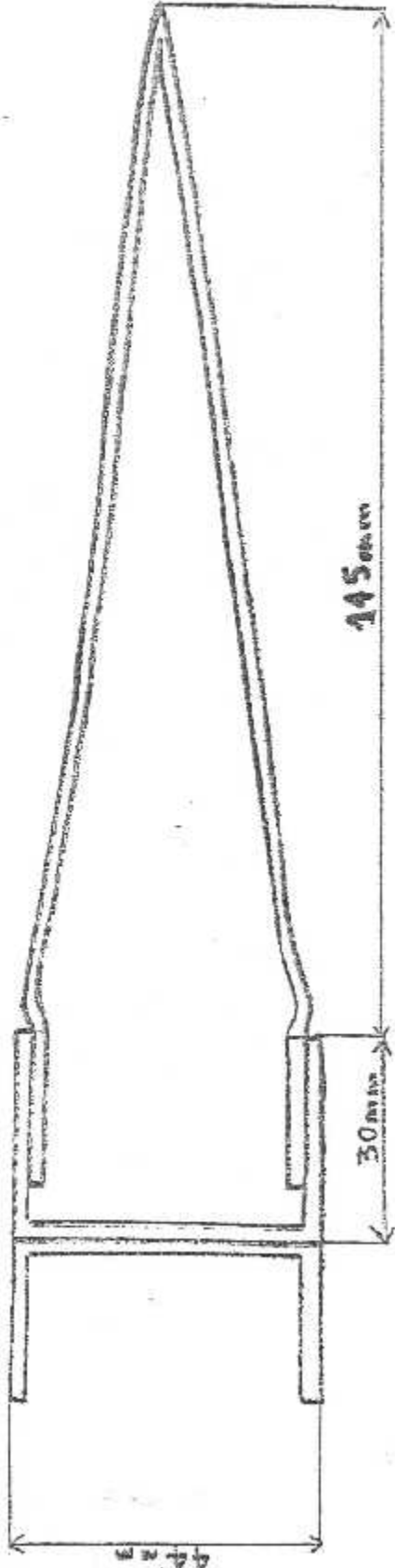
NERVURE PLEINE	ECH 4/1	AERONAUTIQUE
	23-09-2003	STRUCTURE
		N° 4



ECH 1/1		AERONAUTIQUE.	
		STRUCTURE	
23 - 03 - 2003		N°5	
TRAVERSE			



NERVURE DU BORD D'ATTAQUE	ECH 2/1 23-09-2003	AERONAUTIQUE STRUCTURE N°6
------------------------------	-----------------------	----------------------------------



NERVURE DU BORD
DE FUITE

EC H 2/1	AERONAUTIQUE
23 - 09 - 2003	STRUCTURE
	N° 7

X- L'APPLICATION DES DIFFERENTS SYSTEMES DE CARBURANT:

X-1. Remplissage camion-réservoirs :

- pour remplir le premier réservoir: (voir exemple n° 1)

- Actionner le SW "A" sur ON.
- Actionner le SW "B" sur ON.
- Actionner le SW "1" sur ON.
- Les switches "C - 2 - 3 - 4" sur OFF.

Le réservoir 1 est alimenté directement par le carburant, et pour arrêter l'alimentation il faut actionner les switches "A - B - 1" sur OFF.

- pour remplir le deuxième réservoir:

- Actionner le SW "A" sur ON.
- Actionner le SW "B" sur ON.
- Actionner le SW "2" sur ON.
- Les switches "C - 1 - 3 - 4" sur OFF.

Le réservoir 2 est alimenté directement par le carburant, et pour arrêter l'alimentation il faut actionner les switches "A - B - 2" sur OFF.

- pour remplir le troisième réservoir:

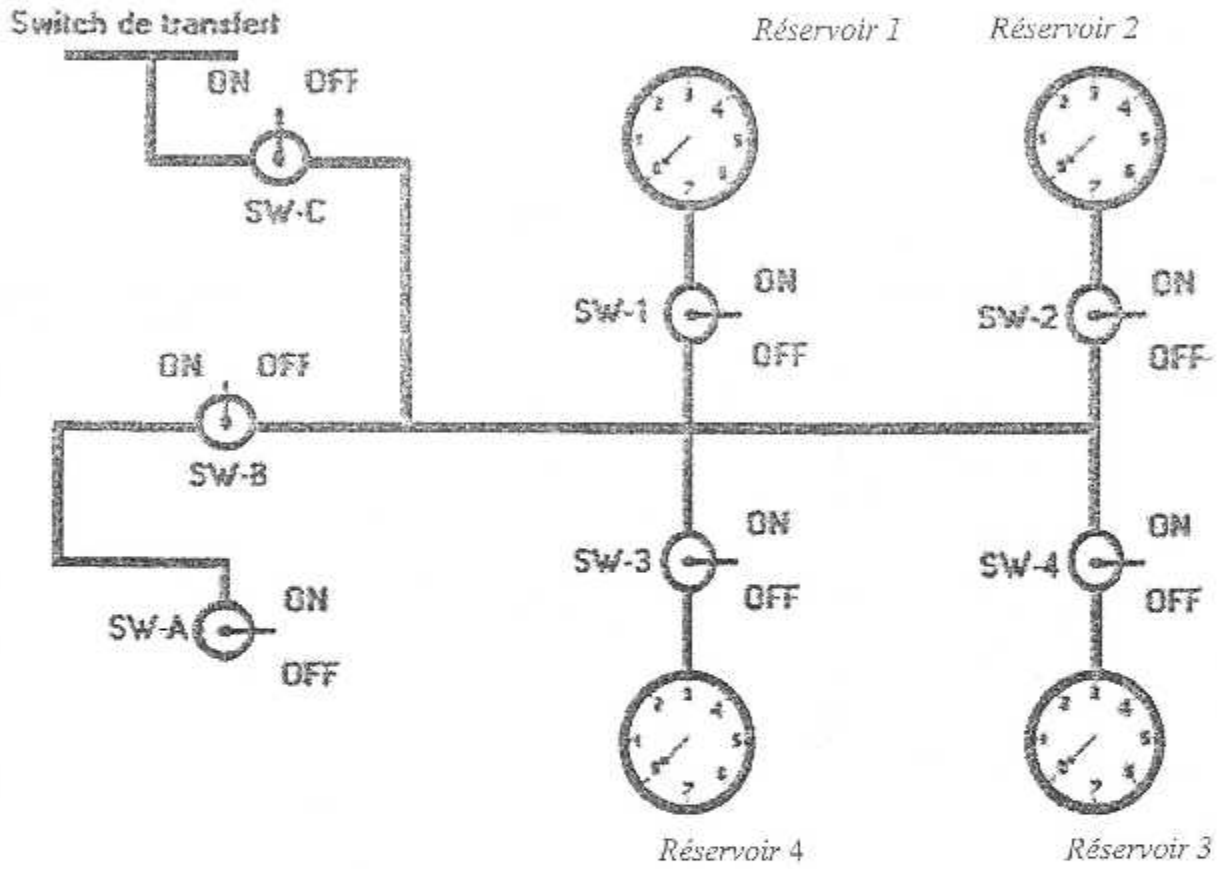
- Actionner le SW "A" sur ON.
- Actionner le SW "B" sur ON.
- Actionner le SW "3" sur ON.
- Les switches "C - 1 - 2 - 4" sur OFF.

Le réservoir 3 est alimenté directement par le carburant, et pour arrêter l'alimentation il faut actionner les switches "A - B - 3" sur OFF.

- pour remplir le quatrième réservoir:

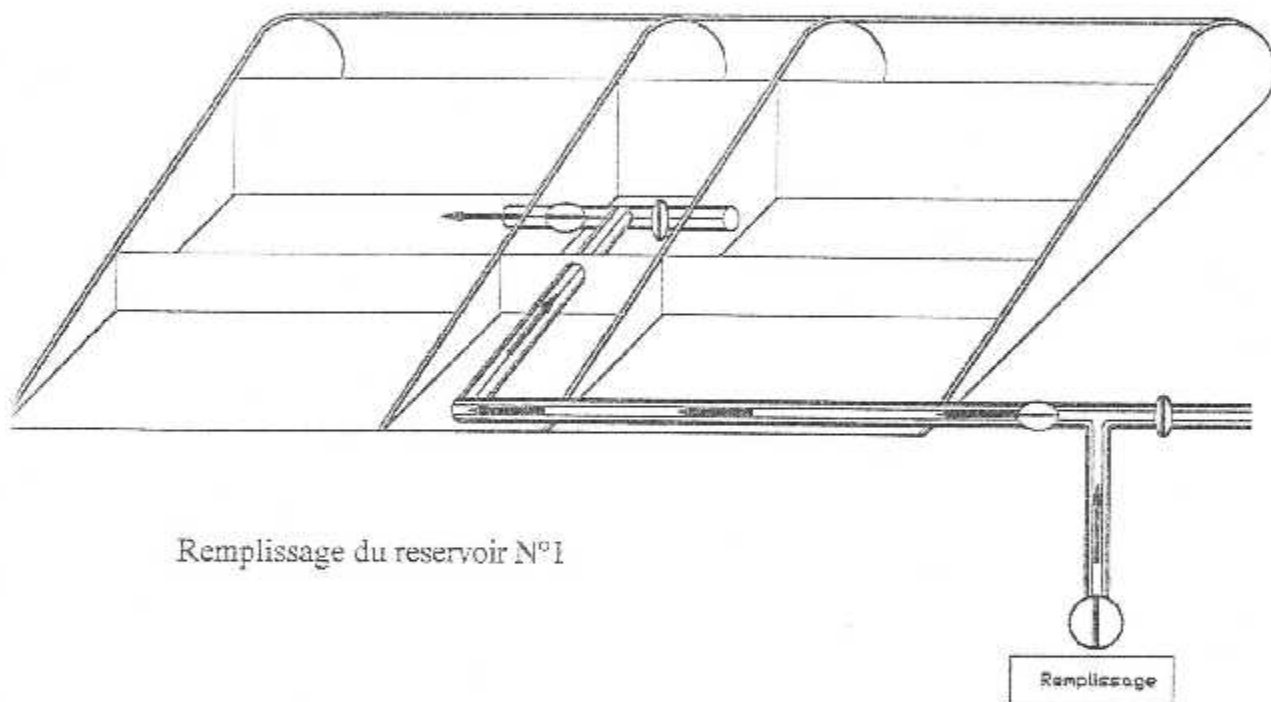
- Actionner le SW "A" sur ON.
- Actionner le SW "B" sur ON.
- Actionner le SW "4" sur ON.
- Les switches "C - 1 - 2 - 3" sur OFF.

Le réservoir 4 est alimenté directement par le carburant, et pour arrêter l'alimentation il faut actionner les switches "A - B - 4" sur OFF.

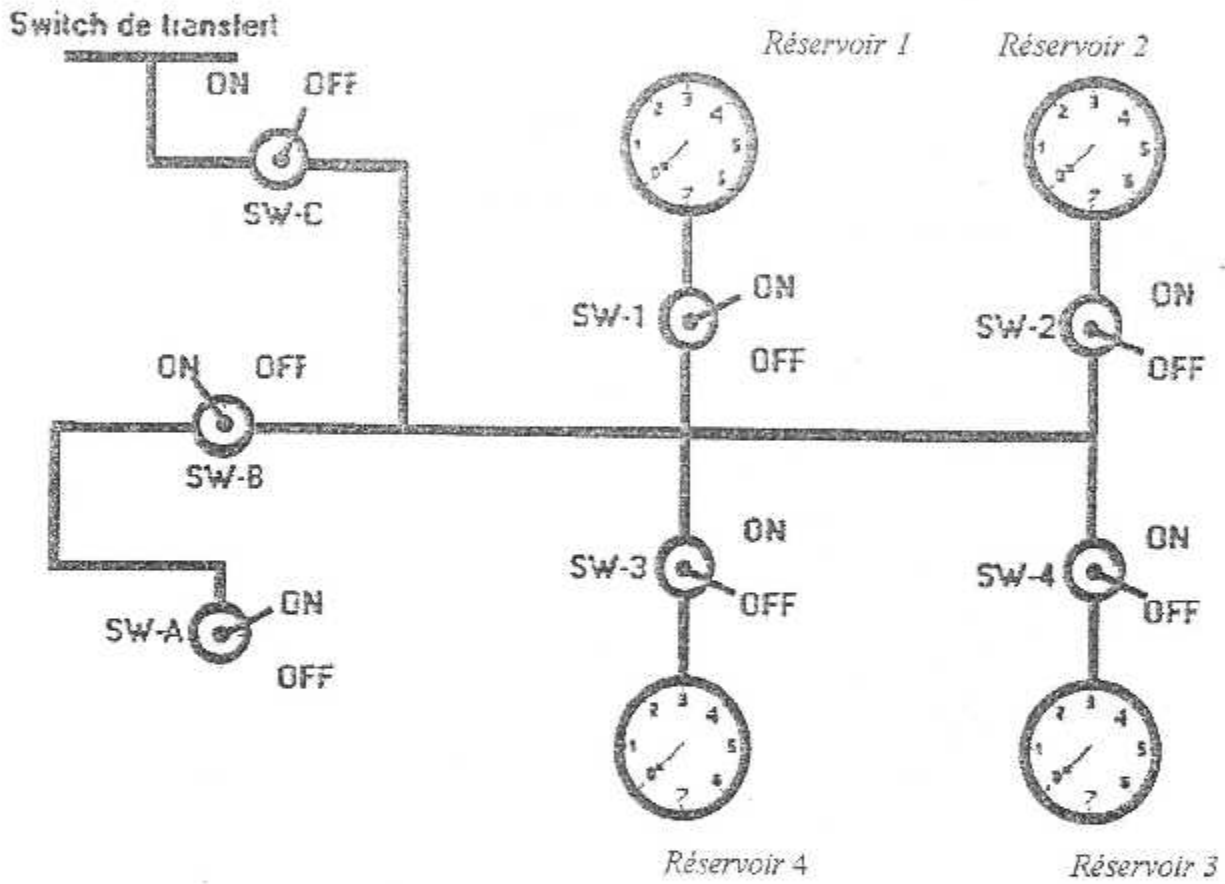


Panneau de Remplissage

Exemple n° 1



Remplissage du réservoir 1

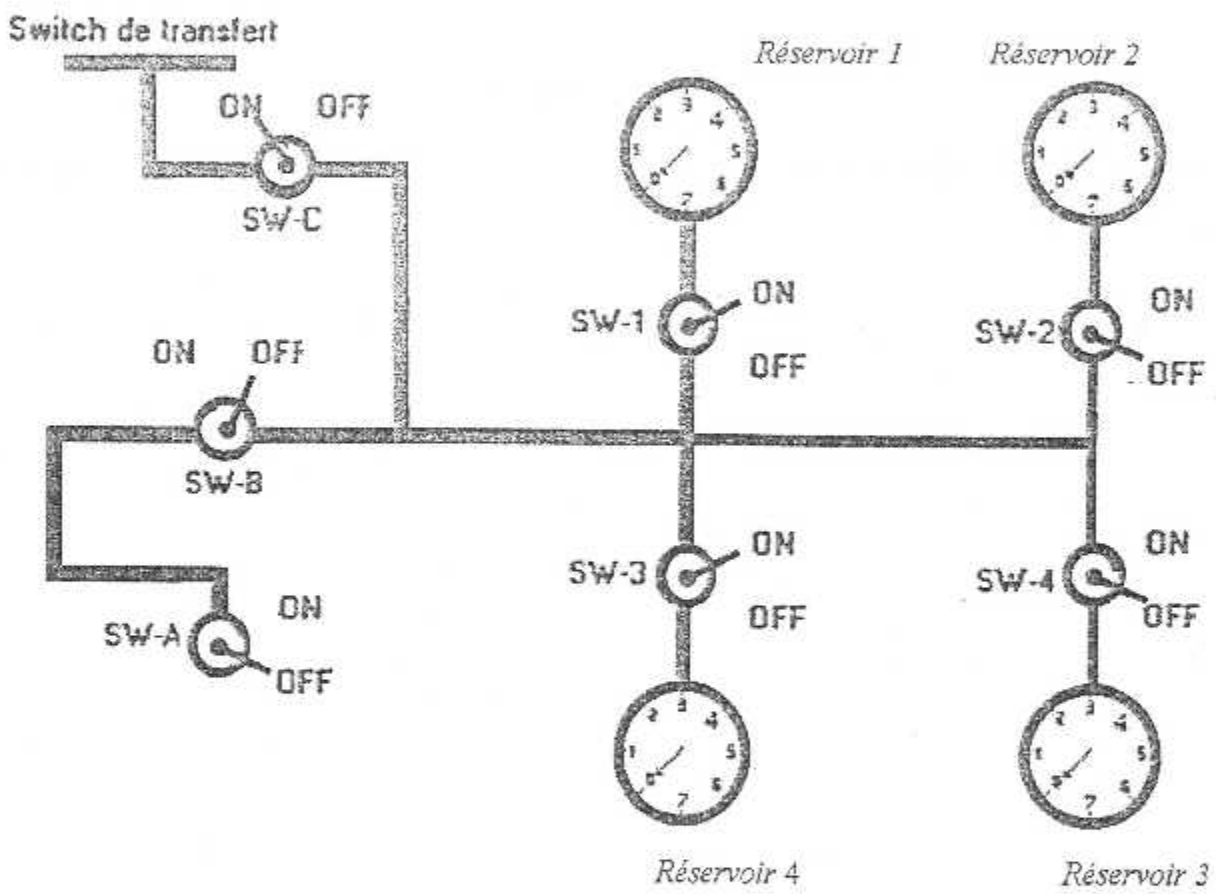


Exemple N° 1

X-2. Intercommunication entre les réservoirs :

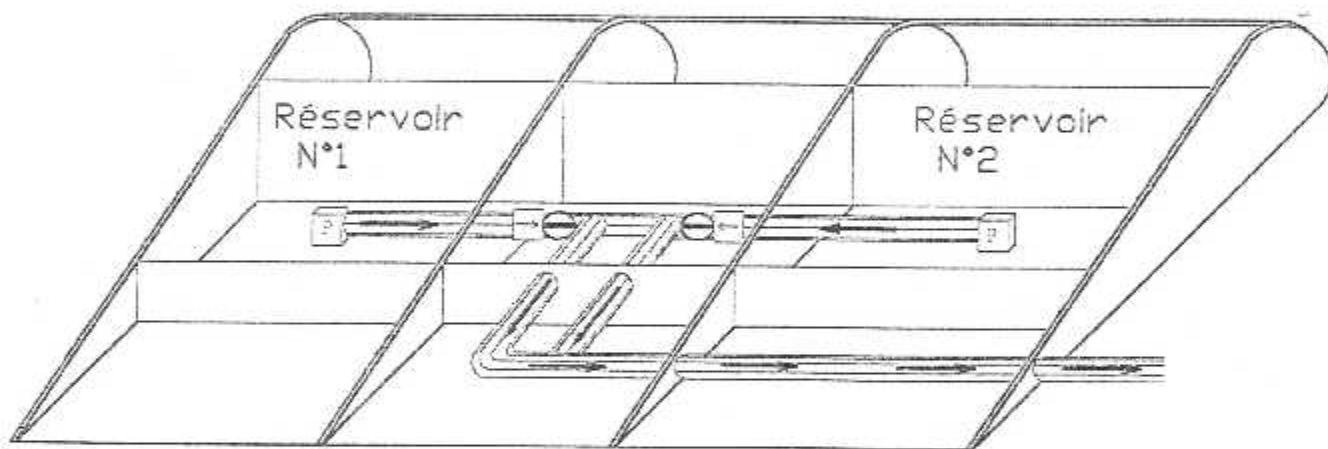
- les switches "A" et "B" sur OFF.
- Actionner le SW "C" sur ON pour effectuer le transfert.
- pour faire le transfert du carburant du réservoir 1 vers le réservoir 2, actionner le SW "1" et SW "2" sur ON, en contrôlant le transfert par le panneau d'indication. (voir exemple n° 2)
- pour faire le transfert du carburant du réservoir 1 vers le réservoir 3, actionner le SW "1" et SW "3" sur ON, en contrôlant le transfert par le panneau d'indication.
- pour faire le transfert du carburant du réservoir 1 vers le réservoir 4, actionner le SW "1" et SW "4" sur ON, en contrôlant le transfert par le panneau d'indication.
- pour faire le transfert du carburant du réservoir 2 vers le réservoir 3, actionner le SW "2" et SW "3" sur ON, en contrôlant le transfert par le panneau d'indication.
- pour faire le transfert du carburant du réservoir 2 vers le réservoir 4, actionner le SW "2" et SW "4" sur ON, en contrôlant le transfert par le panneau d'indication.
- pour faire le transfert du carburant du réservoir 3 vers le réservoir 4, actionner le SW "3" et SW "4" sur ON, en contrôlant le transfert par le panneau d'indication.

Transfert de carburant Réservoir 1-Réservoir 2



Exemple N°2

Exemple n° 2

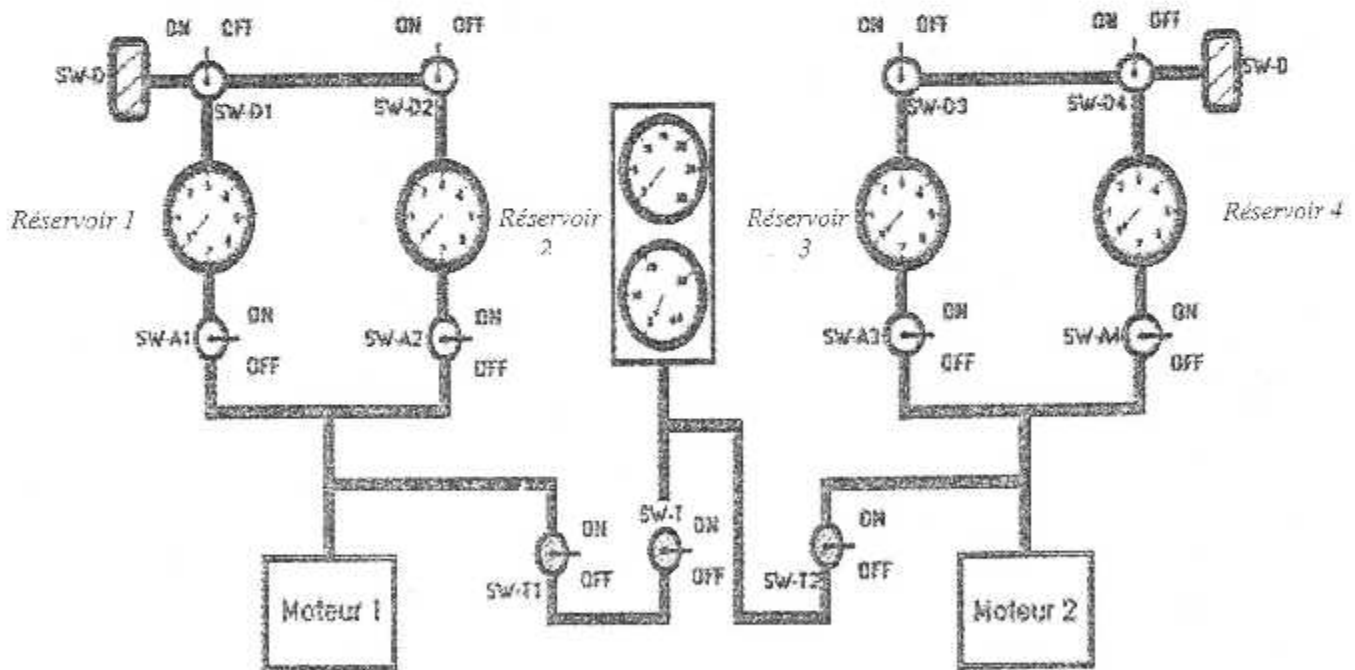


Transfert du carburant

X-3. Alimentation des moteurs:

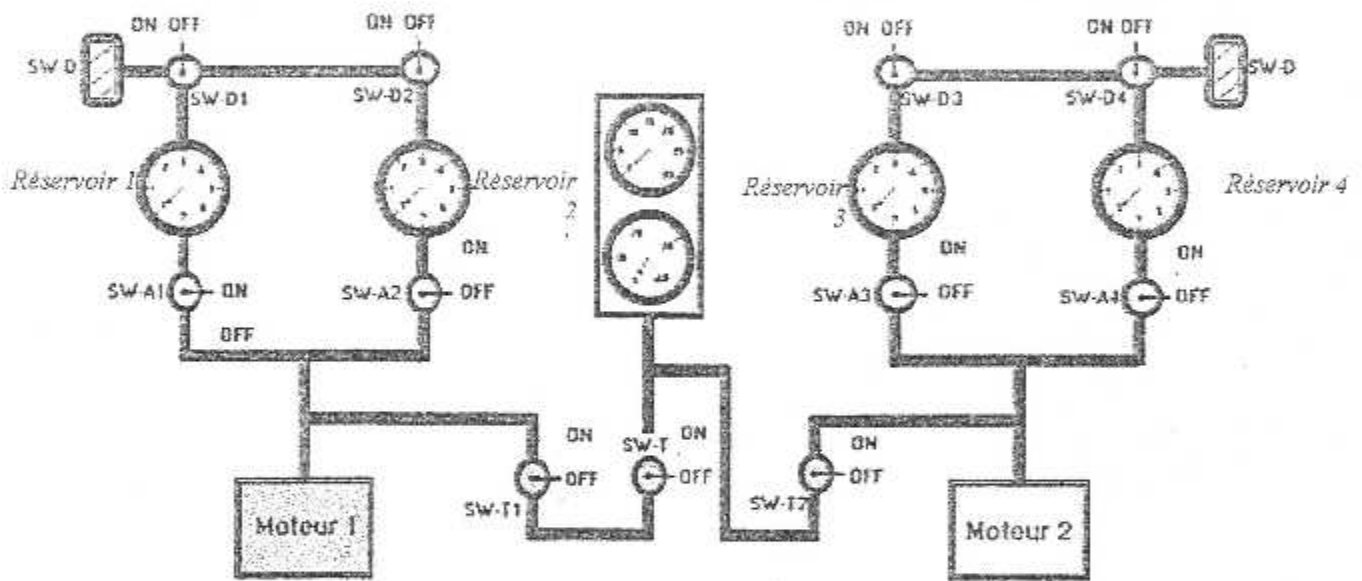
X-3.a. Alimentation directe:

- réservoir 1 - moteur1. (voir exemple n° 3)
 - Actionner le SW " A1" sur ON.
 - Les autres SW sur OFF.
- réservoir 2 - moteur1.
 - Actionner le SW " A2" sur ON.
 - Les autres SW sur OFF.
- réservoir 3 - moteur2.
 - Actionner le SW " A3" sur ON.
 - Les autres SW sur OFF.
- réservoir 4 - moteur2.
 - Actionner le SW " A4" sur ON.
 - Les autres SW sur OFF.



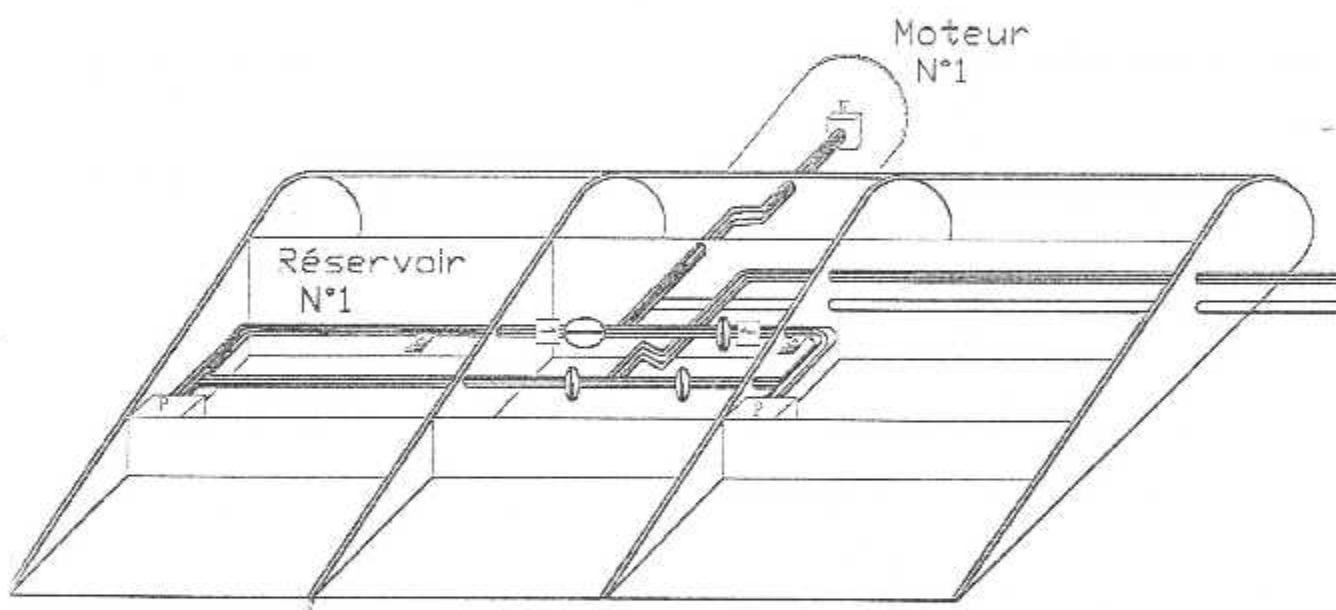
Panneau de Commende (Cockpit)

Alimentation Direct : réservoir 1- moteur 1



Exemple N° 3

Exemple n° 3

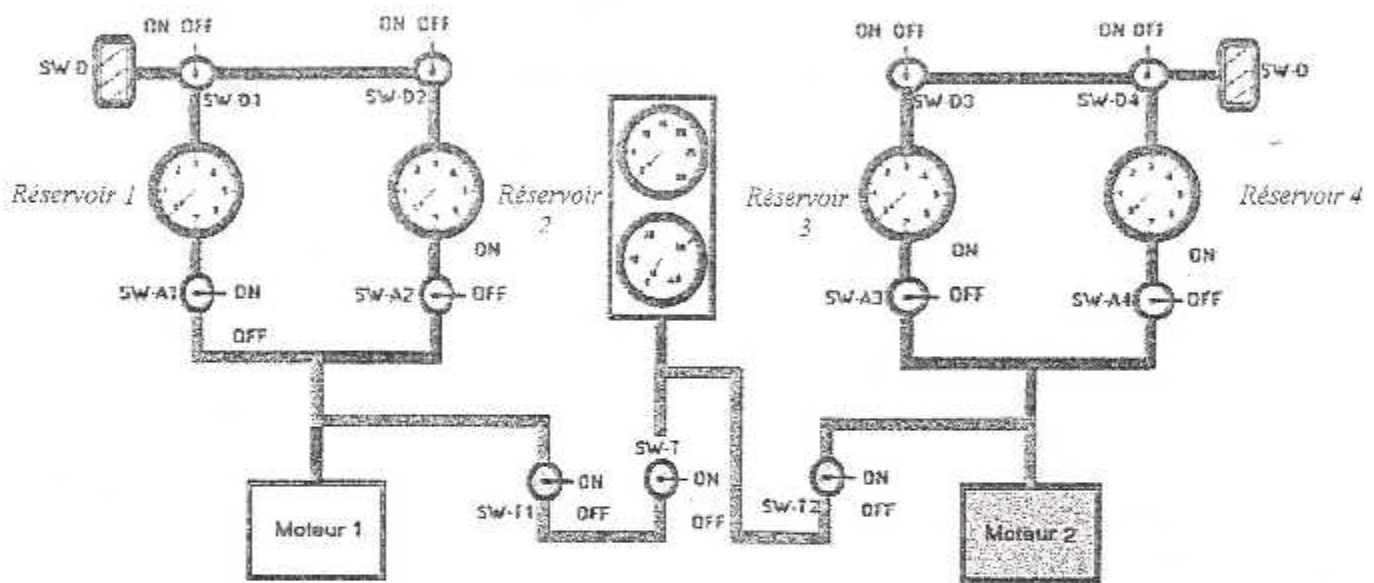


Alimentation Reservoir 1 - Moteur 1

X-3.b. Alimentation croisée:

- réservoir 1 – moteur2. (voir exemple n° 4)
 - Actionner le SW " A₁" sur ON.
 - Actionner le SW " T₁" sur ON.
 - Actionner le SW " T" sur ON.
 - Actionner le SW " T₂" sur ON.
 - Les autres SW sur OFF.
- réservoir 2 – moteur2.
 - Actionner le SW " A₂" sur ON.
 - Actionner le SW " T₁" sur ON.
 - Actionner le SW " T" sur ON.
 - Actionner le SW " T₂" sur ON.
 - Les autres SW sur OFF.
- réservoir 3 – moteur1.
 - Actionner le SW " A₃" sur ON.
 - Actionner le SW " T₁" sur ON.
 - Actionner le SW " T" sur ON.
 - Actionner le SW " T₂" sur ON.
 - Les autres SW sur OFF.
- réservoir 4 – moteur1.
 - Actionner le SW " A₄" sur ON.
 - Actionner le SW " T₁" sur ON.
 - Actionner le SW " T" sur ON.
 - Actionner le SW " T₂" sur ON.
 - Les autres SW sur OFF.

Alimentation croisée : réservoir 1- moteur 2

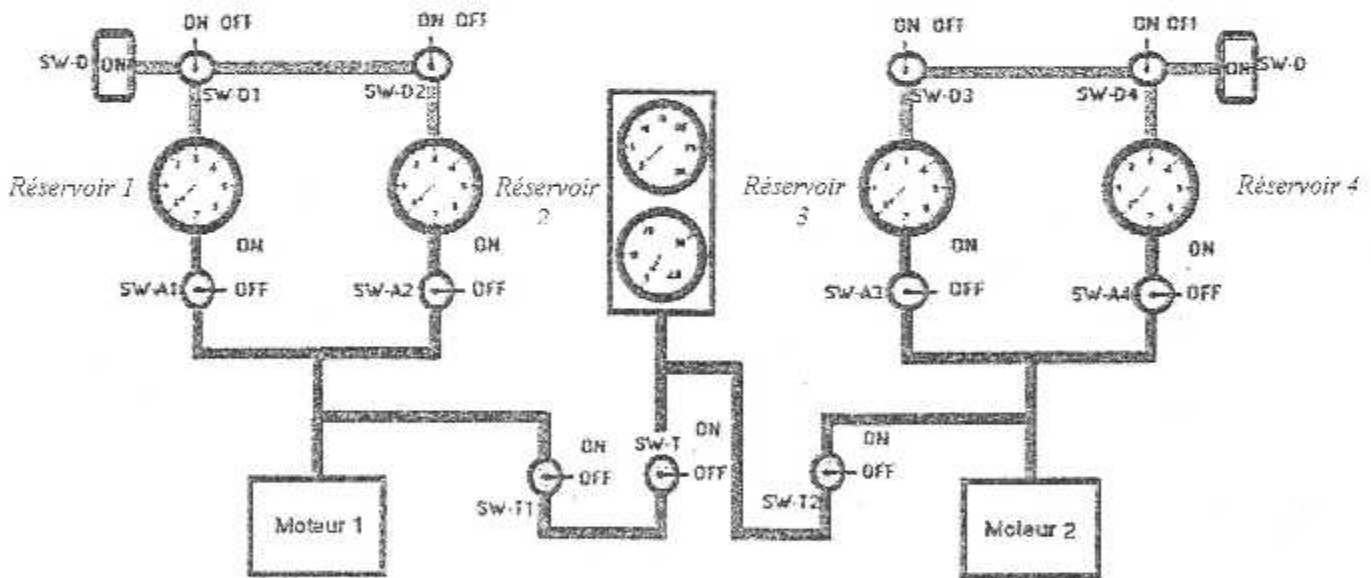


Exemple 4

X-4. Dump (éjection): (voir exemple n° 5)

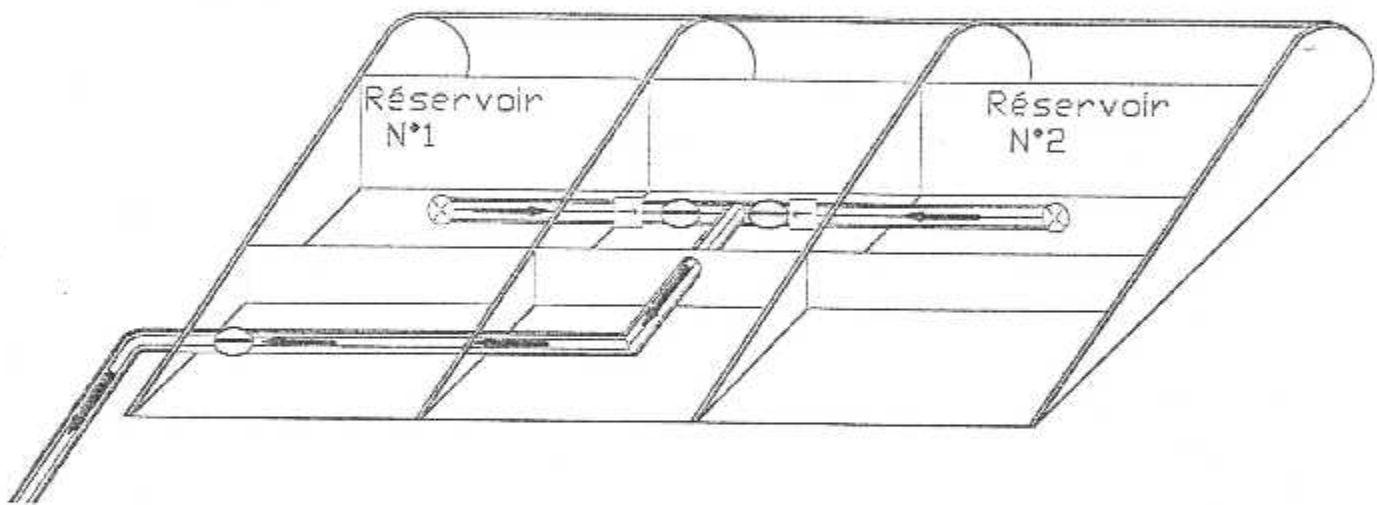
- Actionner le SW " D₁" sur ON.
- Actionner le SW " D₂" sur ON.
- Actionner le SW " D₃" sur ON.
- Actionner le SW " D₄" sur ON.
- Actionner le SW " D" sur ON.
- Les autres SW sur OFF.

Ejection du carburant (Dump)



Exemple N° 5

Exemple n° 5



Ejection du carburant (DUMP)

Conclusion

L'étude que nous avons effectuée constitue une base pour bien comprendre les mécanismes de fonctionnement des systèmes à carburant ainsi que le rôle de ses différents composants, mais des considérations de temps et de moyens ont mené à limiter le travail.

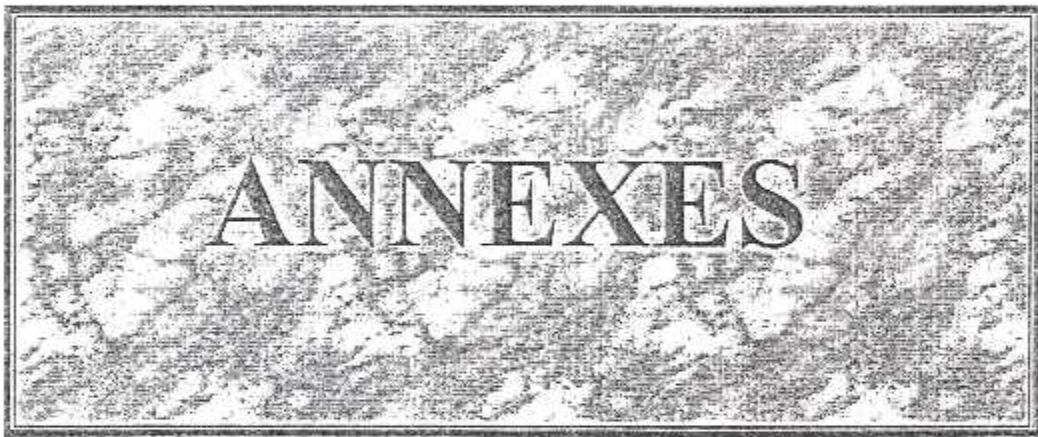
En couplant notre formation théorique de l'IAB et le stage pratique effectué au niveau de la direction technique d'AIR ALGERIE (hangar et atelier), nous avons observé l'ensemble des composants du système à carburant dans différents avions disponibles tel le L- 130 de LOCKHEED et un aperçu sur l'avion de dernière génération le 737-800 de BOEING .

Toujours durant le stage pratique, nous avons pu observer les différentes réparations(ramise en état..) effectuées sur les appareils en révision ou les accessoires du système à carburant .Ce qui nous a été très bénéfique pour notre apprentissage pratique.

Complément à notre projet relatif à l'avion proposé est très ambitieux, souhaitons vivement la suite du projet aux étudiants avec plus d'approfondissements sur l'aspect système ou autre et espérons que notre travail sera bénéfique jusqu'à l'aboutissement de l'étude technologique des autres systèmes jusqu'à l'étude complète pour les générations à venir.

BIBLIOGRAPHIE

- I- Coordinating research council, Handbook of aviation fuel properties, n°530,1983
- II- L-100-30 training manual (fuel) . Lockheed-Georgia Company
- III- Customer training-Fuel. Lockheed-Georgia company/Marietta-Georgia
- IV- Cellules et systèmes . KERMODE



ANNEXES

B737-6, 7&800

Fuel System

Training manual



For training purposes only

28-00-00

Composed : B. Gennoite
Layout : L. Swinnen
H.Bischop

page 1
27 - 04 - 2001

8.3.3 LE CIRCUIT DE CARBURANT DU BOEING 737

A. Présentation générale du circuit :

Voir figure - B737/6-7-8-900 FUEL SYSTEME

Le circuit de carburant du Boeing 737 comprend trois réservoirs, des robinets de purge, des puisards, des vannes d'arrêt, des conduites et de nombreux autres éléments pour assurer une alimentation adéquate. La portion de la structure interne de l'aile comprise entre les longerons est scellée pour former des réservoirs structuraux. Chacun des trois réservoirs renferme deux pompes d'appoint identiques à moteurs électriques fonctionnant sur du courant alternatif. Chaque réacteur peut être alimenté par n'importe quel réservoir. Les pompes d'appoint des réservoirs 1 et 2 sont équipées de clapets de dérivation. En cas de panne électrique, les pompes mécaniques entraînées par les réacteurs aspirent le carburant à travers les clapets de dérivation du type à battant. Les pompes d'appoint sont situées de façon à fournir la plus grande quantité possible de carburant utilisable et à éviter l'ingestion d'air, quelle que soit l'assiette de vol. De plus, des clapets de retenue situés dans les nervures assurent le maintien de l'alimentation des pompes d'appoint lors des assiettes très cabrées et des grandes inclinaisons.

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

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

B. Le circuit de mise à l'air libre :

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

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

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

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

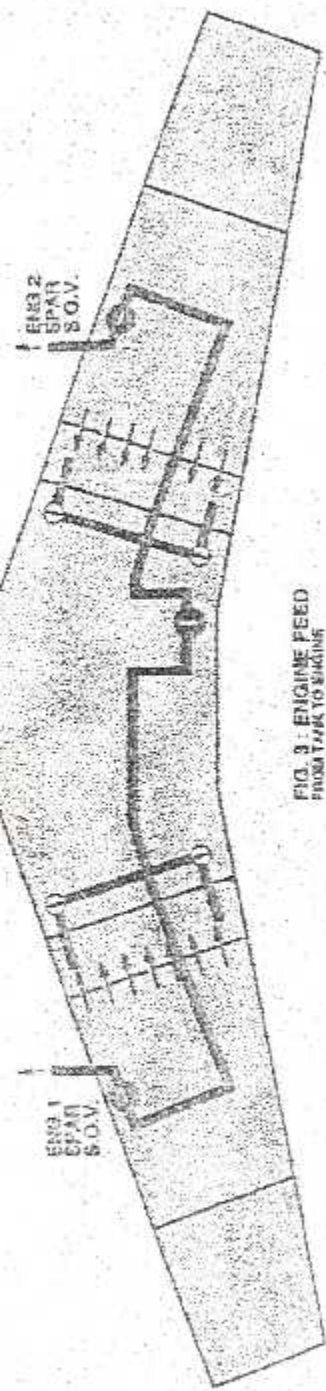


FIG. 3 - ENGINE FEED FROM TANKS TO ENGINE

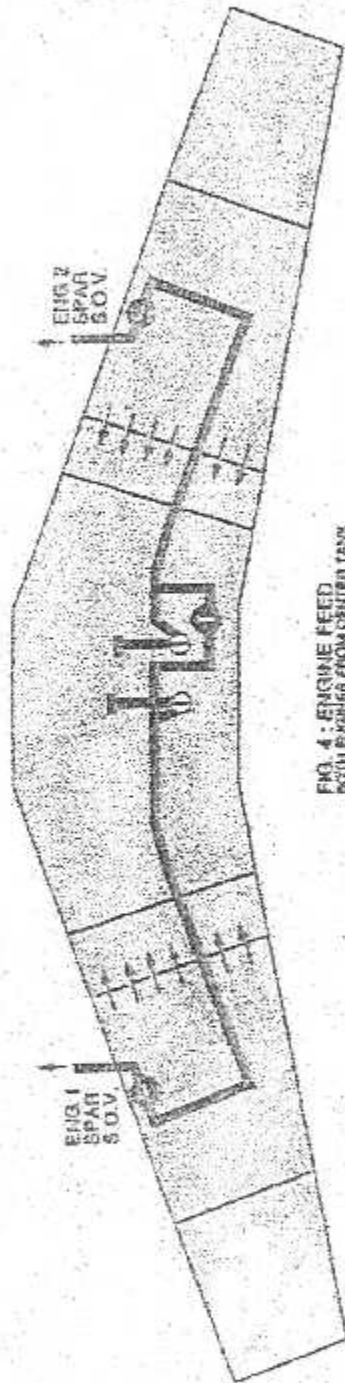


FIG. 4 - ENGINE FEED BOTH ENGINES FROM CENTER TANK

B737/6-7-8-900 FUEL SYSTEM OPERATION (SCHEMATIC)

5

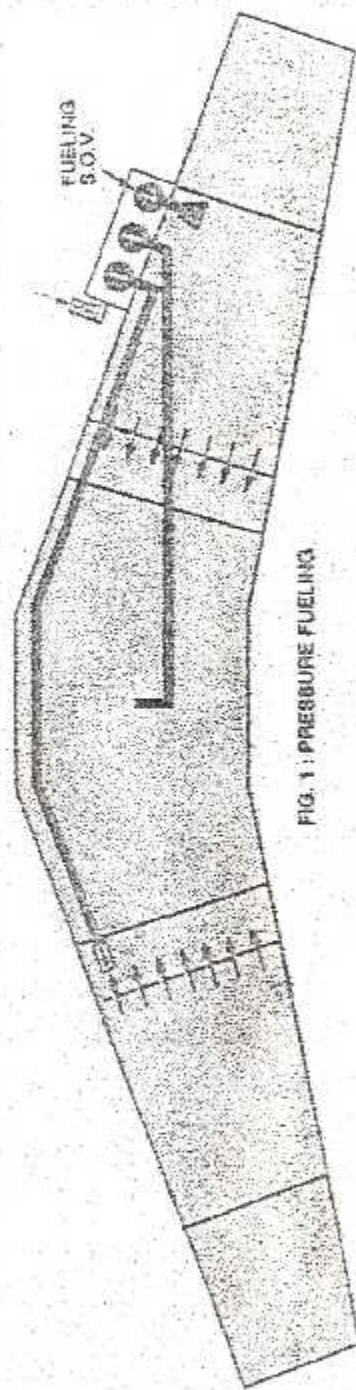


FIG. 1 : PRESSURE FUELING

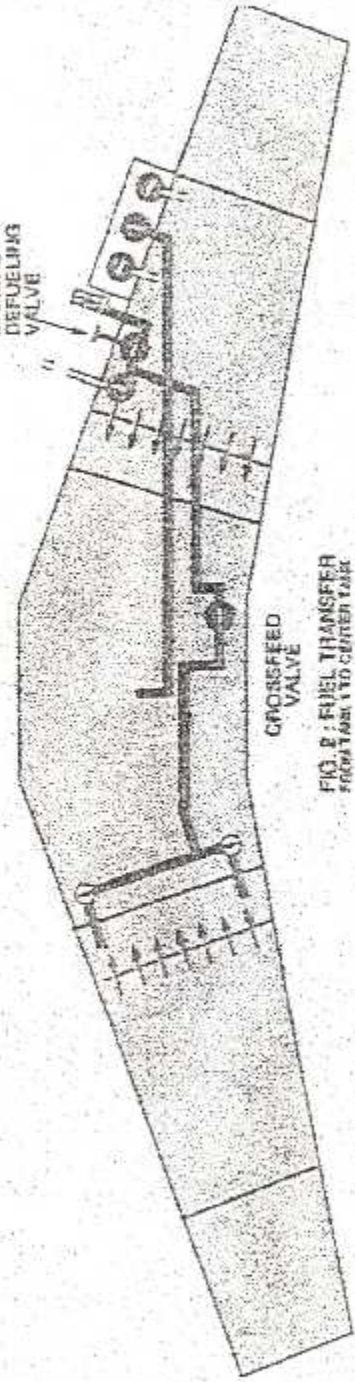


FIG. 2 : FUEL TRANSFER FROM MAIN TO CENTER TANK

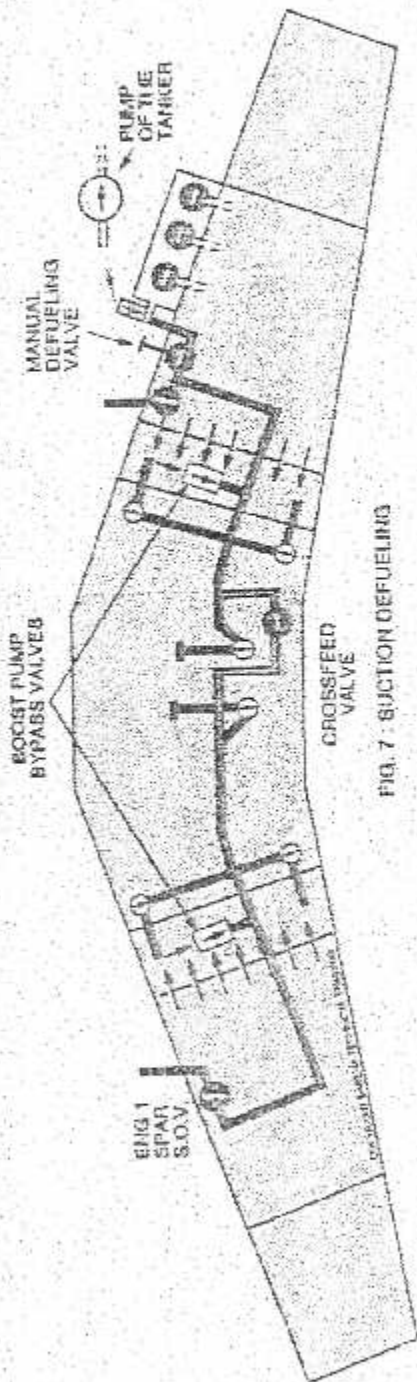


FIG. 7. SUCTION DEFUELING

- ⊖ STOPPED PUMP
- ⊕ RUNNING PUMP

EFFECTIVITY
ALL

B737/6-8-900 FUEL SYSTEM OPERATION (SCHEMATIC)

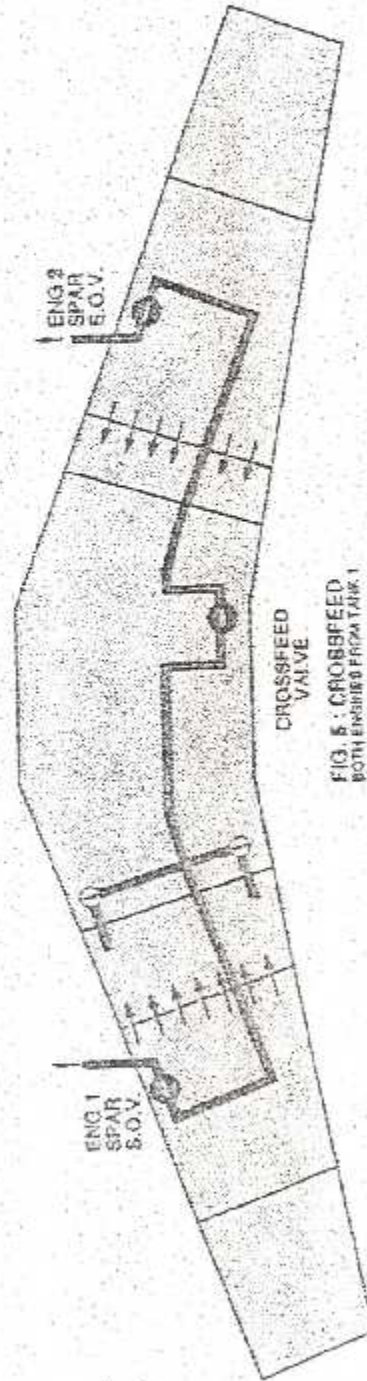


FIG. 5 : CROSSFEED
BOTH ENGINES FROM TANK 1

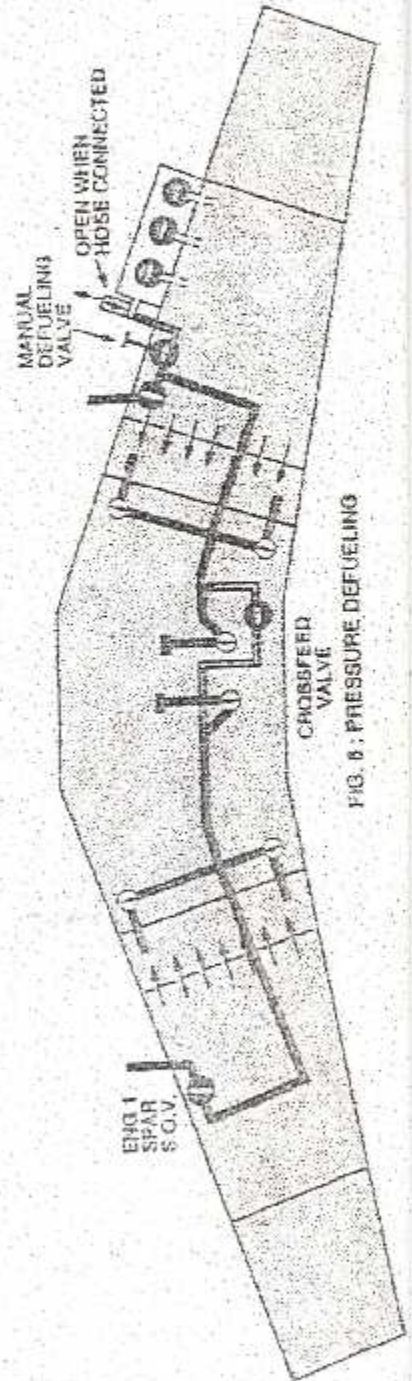
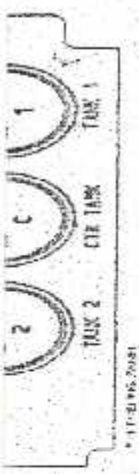
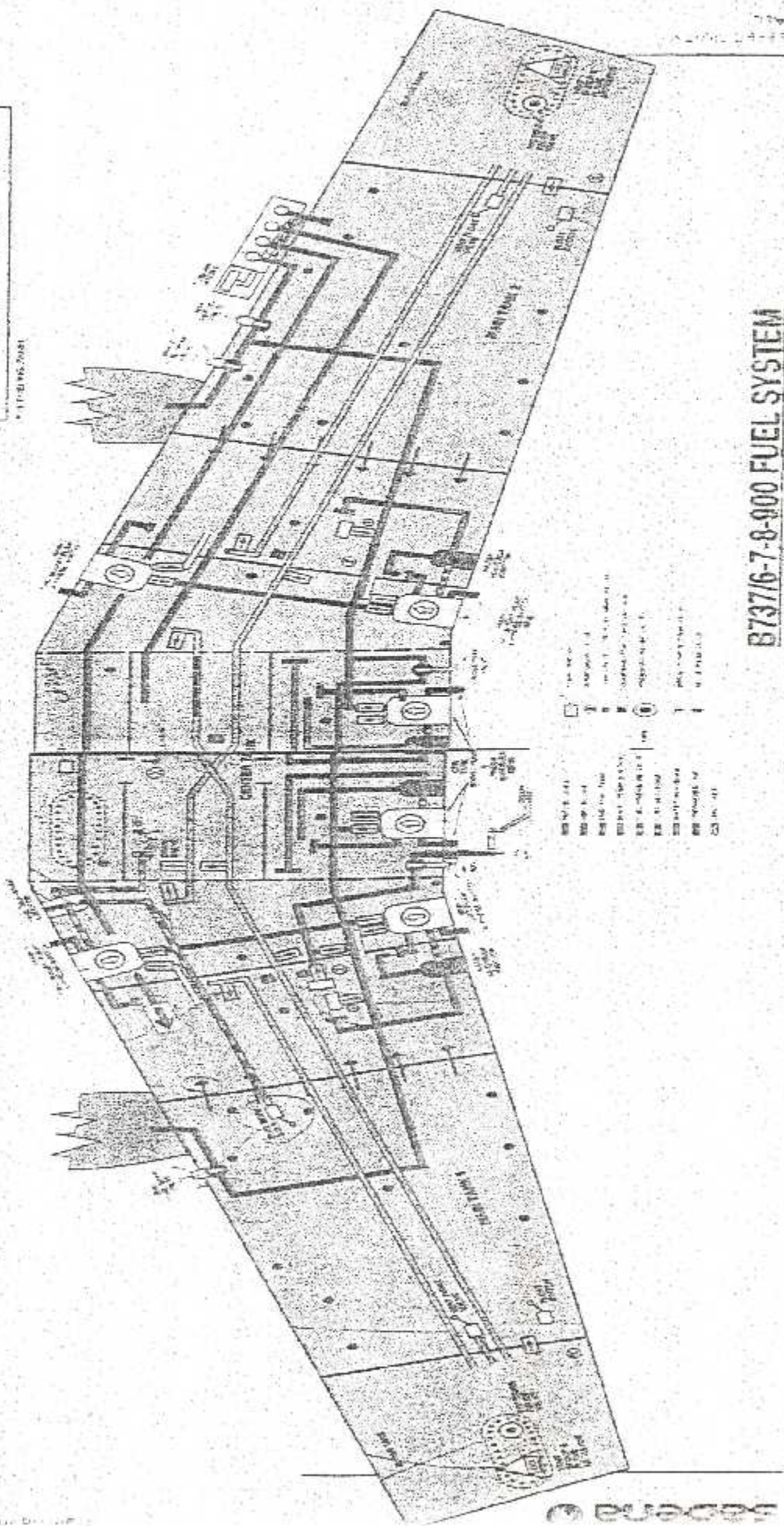


FIG. 6 : PRESSURE DEFUELING



FUEL SYSTEM PART 1



- 1. Fuel tank
- 2. Fuel pump
- 3. Fuel filter
- 4. Fuel line
- 5. Fuel valve
- 6. Fuel selector
- 7. Fuel gauge
- 8. Fuel pressure indicator
- 9. Fuel quantity indicator
- 10. Fuel temperature indicator
- 11. Fuel flow indicator
- 12. Fuel leak detector
- 13. Fuel warning horn
- 14. Fuel warning light
- 15. Fuel warning buzzer
- 16. Fuel warning bell
- 17. Fuel warning siren
- 18. Fuel warning alarm
- 19. Fuel warning signal
- 20. Fuel warning indicator
- 21. Fuel warning display
- 22. Fuel warning panel
- 23. Fuel warning console
- 24. Fuel warning station
- 25. Fuel warning post
- 26. Fuel warning sign
- 27. Fuel warning symbol
- 28. Fuel warning icon
- 29. Fuel warning logo
- 30. Fuel warning emblem
- 31. Fuel warning badge
- 32. Fuel warning patch
- 33. Fuel warning sticker
- 34. Fuel warning label
- 35. Fuel warning tag
- 36. Fuel warning mark
- 37. Fuel warning symbol
- 38. Fuel warning icon
- 39. Fuel warning logo
- 40. Fuel warning emblem
- 41. Fuel warning badge
- 42. Fuel warning patch
- 43. Fuel warning sticker
- 44. Fuel warning label
- 45. Fuel warning tag
- 46. Fuel warning mark
- 47. Fuel warning symbol
- 48. Fuel warning icon
- 49. Fuel warning logo
- 50. Fuel warning emblem
- 51. Fuel warning badge
- 52. Fuel warning patch
- 53. Fuel warning sticker
- 54. Fuel warning label
- 55. Fuel warning tag
- 56. Fuel warning mark
- 57. Fuel warning symbol
- 58. Fuel warning icon
- 59. Fuel warning logo
- 60. Fuel warning emblem
- 61. Fuel warning badge
- 62. Fuel warning patch
- 63. Fuel warning sticker
- 64. Fuel warning label
- 65. Fuel warning tag
- 66. Fuel warning mark
- 67. Fuel warning symbol
- 68. Fuel warning icon
- 69. Fuel warning logo
- 70. Fuel warning emblem
- 71. Fuel warning badge
- 72. Fuel warning patch
- 73. Fuel warning sticker
- 74. Fuel warning label
- 75. Fuel warning tag
- 76. Fuel warning mark
- 77. Fuel warning symbol
- 78. Fuel warning icon
- 79. Fuel warning logo
- 80. Fuel warning emblem
- 81. Fuel warning badge
- 82. Fuel warning patch
- 83. Fuel warning sticker
- 84. Fuel warning label
- 85. Fuel warning tag
- 86. Fuel warning mark
- 87. Fuel warning symbol
- 88. Fuel warning icon
- 89. Fuel warning logo
- 90. Fuel warning emblem
- 91. Fuel warning badge
- 92. Fuel warning patch
- 93. Fuel warning sticker
- 94. Fuel warning label
- 95. Fuel warning tag
- 96. Fuel warning mark
- 97. Fuel warning symbol
- 98. Fuel warning icon
- 99. Fuel warning logo
- 100. Fuel warning emblem

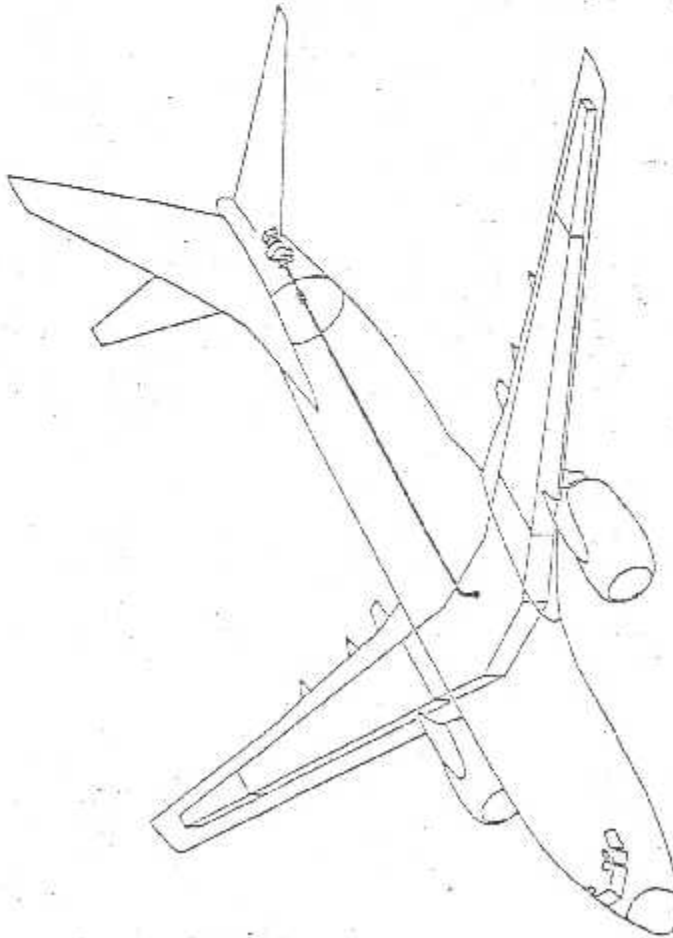
B737/6-7-8-900 FUEL SYSTEM

REV. 10/19/68

3 20000

6. APU FUEL FEED.

The APU fuel feed system supplies fuel to the APU.



APU FUEL FEED INTRODUCTION

6.1. General Description.

The APU fuel feed system supplies fuel from any tank to the APU.

APU Fuel Feed.

The center tank boost pumps or the boost pumps in main tank No. 1 and main tank No. 2 supply fuel to the APU. If the boost pumps are off, the APU sucks fuel from main tank No. 1.

Control.

The electronic control unit (ECU) controls fuel flow to the APU. The ECU receives inputs from these items:

- APU master switch,
- Fire protection system,
- APU sensors.

The ECU uses these inputs to control the APU fuel shutoff valve.

The fuel shutoff valve battery makes sure that the fuel system always has power to close the APU fuel shutoff valve.

Fuel Supply Line and Shroud.

The APU fuel feed line sends fuel from the APU fuel shutoff valve to the APU fuel control unit.

A shroud collects fuel leaks from the APU fuel feed line. The shroud sends the fuel overboard through a drain mast.

5.4. Center Tank Boost Pump.

This page shows control of the left center tank boost pump. Control of the right center tank boost pump is almost the same.

Left Center Tank Boost Pump Control.

The center tank left boost pump switch controls the center tank left boost pump relay. The center tank left boost pump relay controls electrical power to the left center tank boost pump.

With the switch in the on position, 115v ac power goes to the relay.

With the relay energized, power goes from the 115v ac transfer bus to the left center tank boost pump.

With the switch in the off position, the relay no longer receives 115v ac power. With the relay not energized, the center tank boost pump no longer receives power.

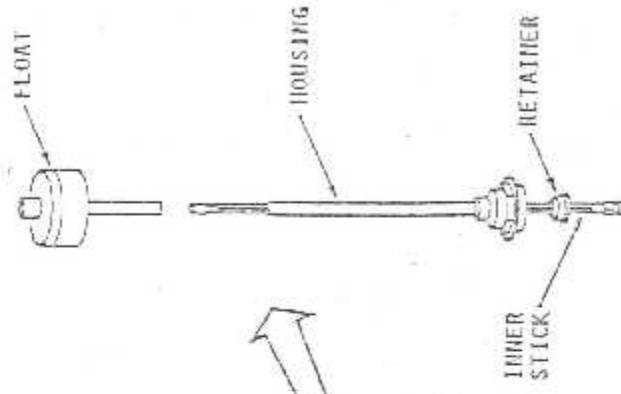
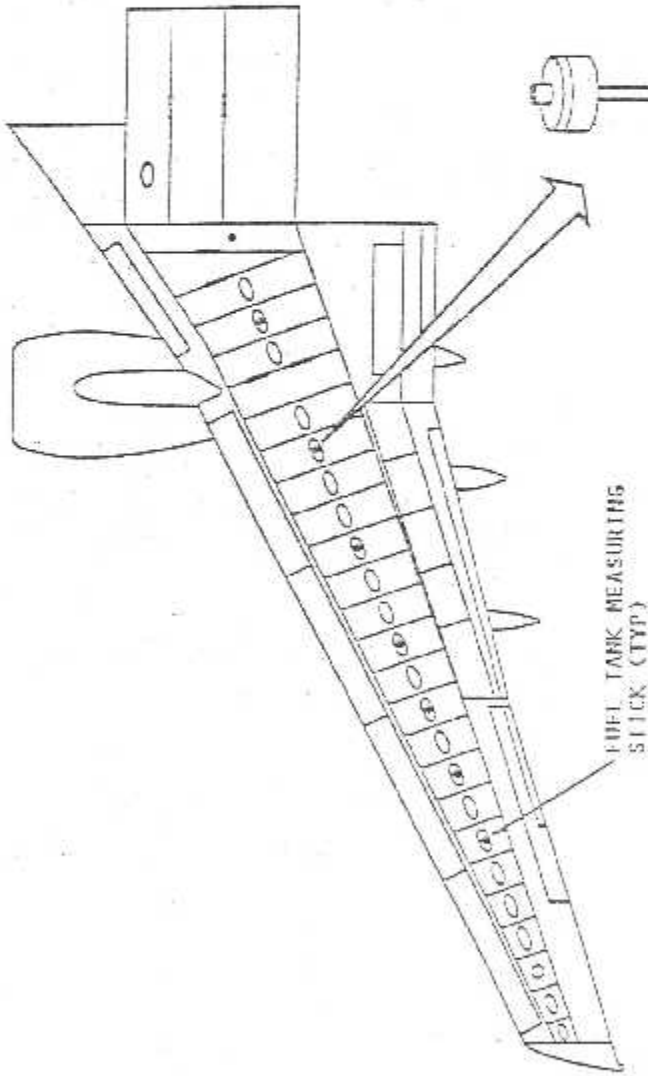
Pressure Indication.

A LOW PRESSURE light comes on when the center tank left boost pump switch is in the on position and the left center tank boost pump pressure is 2.2 psia or less.

EFFECTIVITY
ALL

28-22-00

page 48
6-02-2001



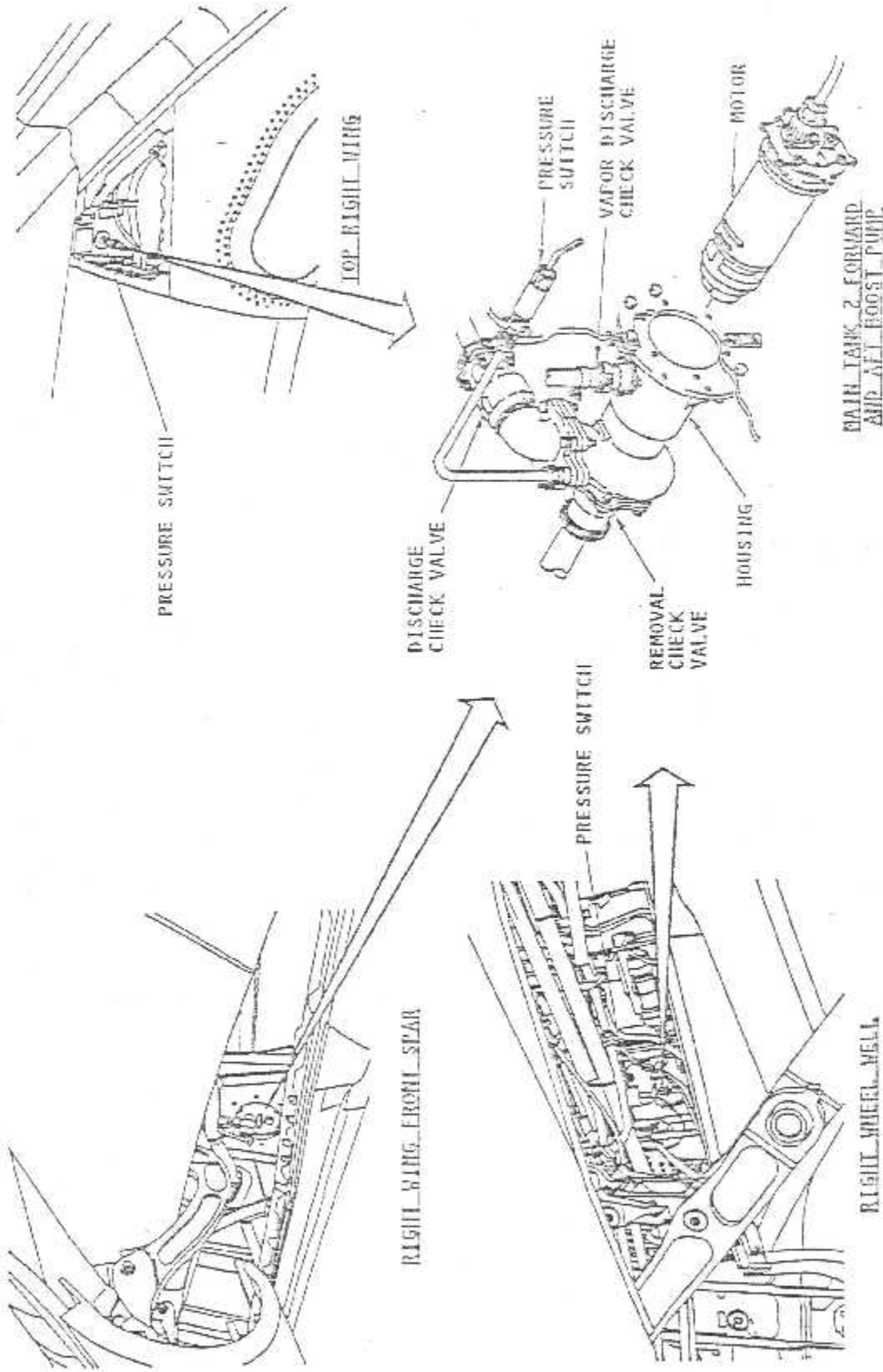
NOTE: MAIN TANK NO. 1 IS SHOWN. MAIN TANK NO. 2 IS ALMOST THE SAME.

FUEL MEASURING STICK

EFFECTIVITY
ALL

28-44-00

page 109
6-02-2001

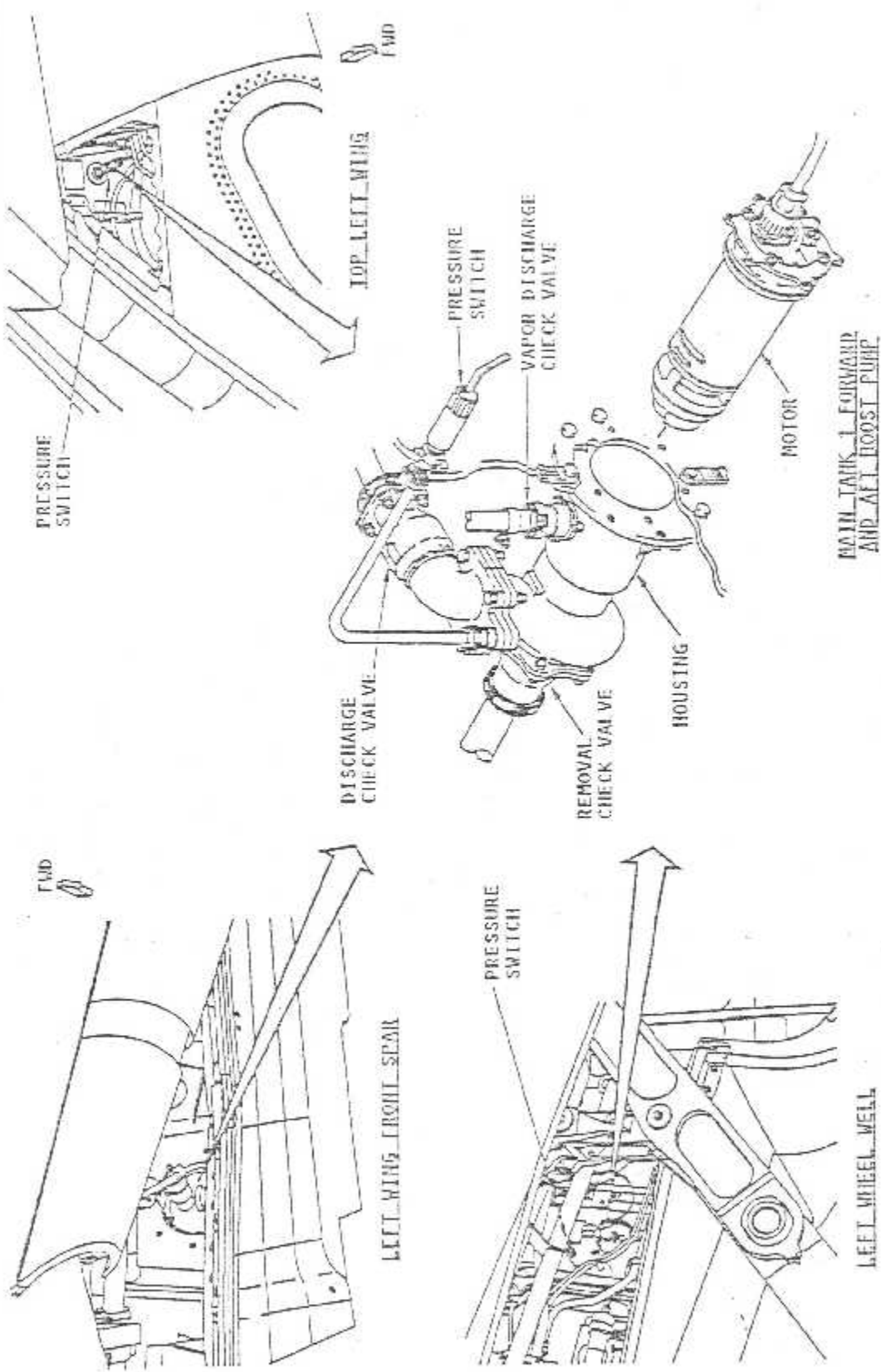


TM 737-NG 28 101 52 V.1.3

EFFECTIVITY
ALL

MAIN TANK N° 2 FORWARD AND AFT BOOST PUMPS

28-22-00

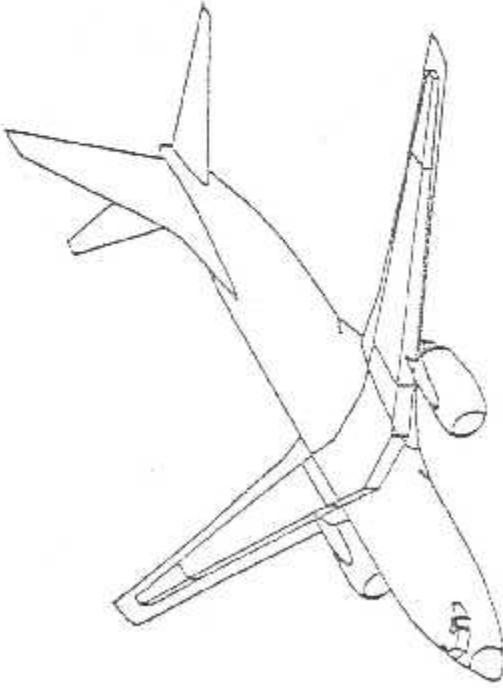


TM 737-NG 28 101 01 LVL 2

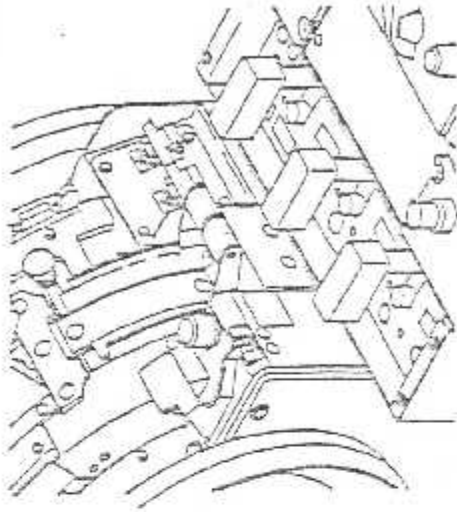
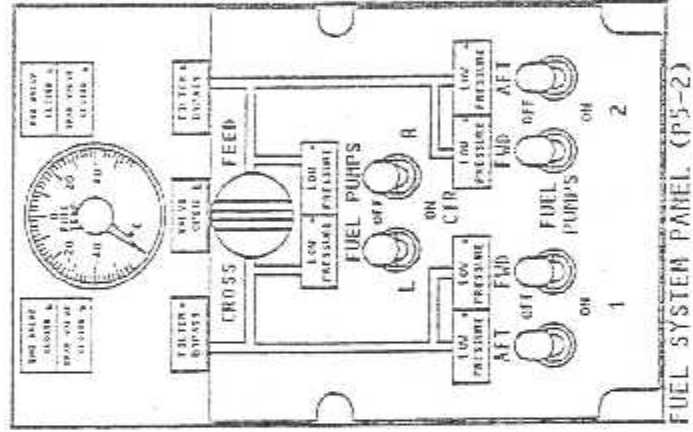
EFFECTIVITY
ALL

28-22-00

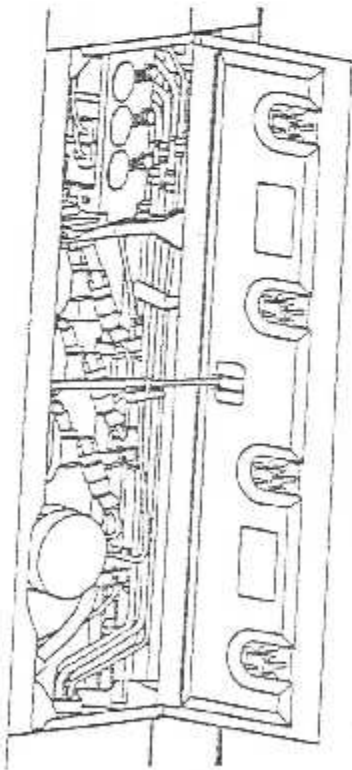
page 51
6-02-2001



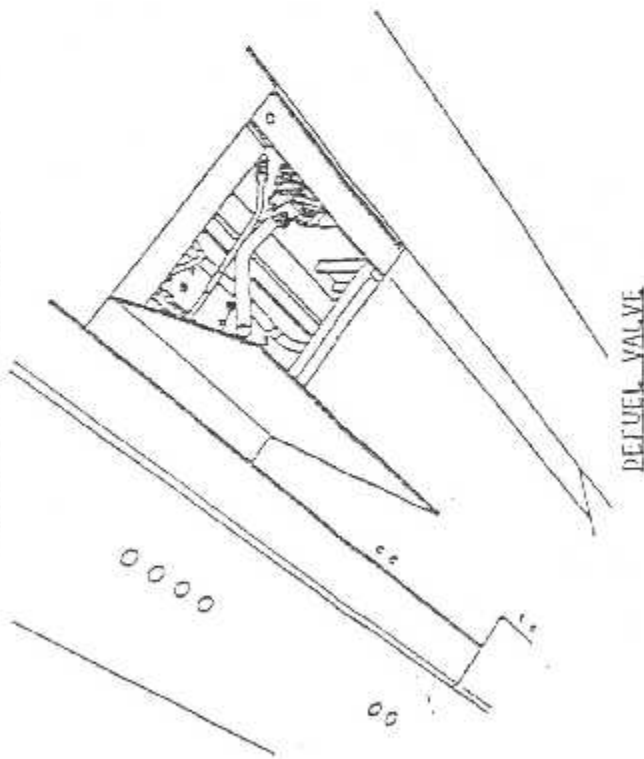
ENGINE FUEL FEED CONTROLS



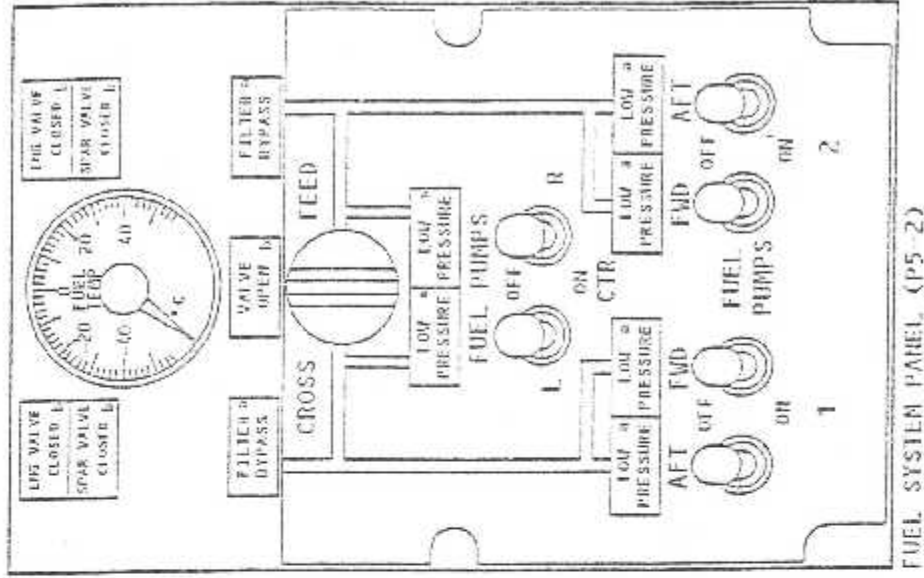
ENGINE START LEVERS



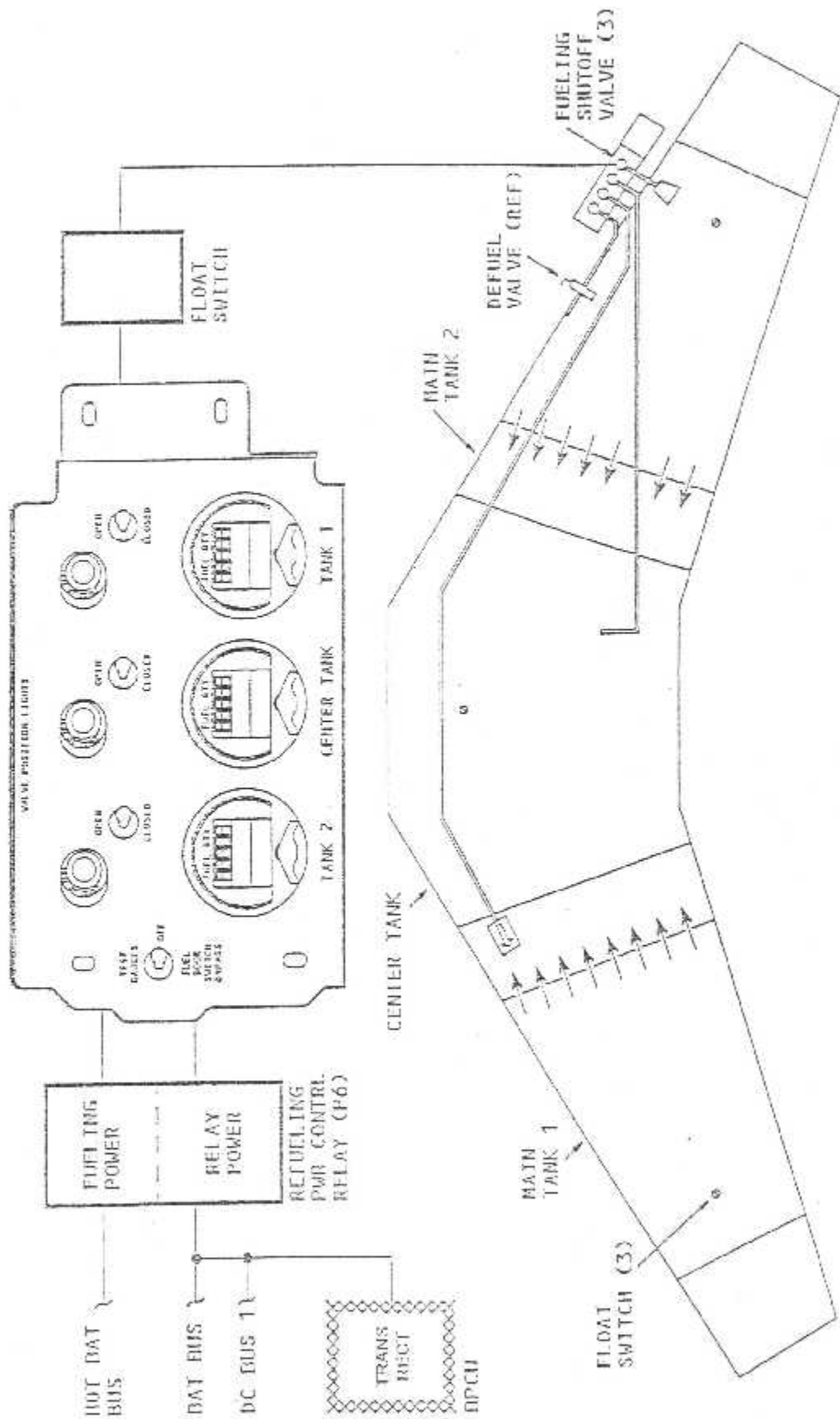
FUELING STATION (PI52)



DEFUEL VALVE



DEFUEL CONTROLS

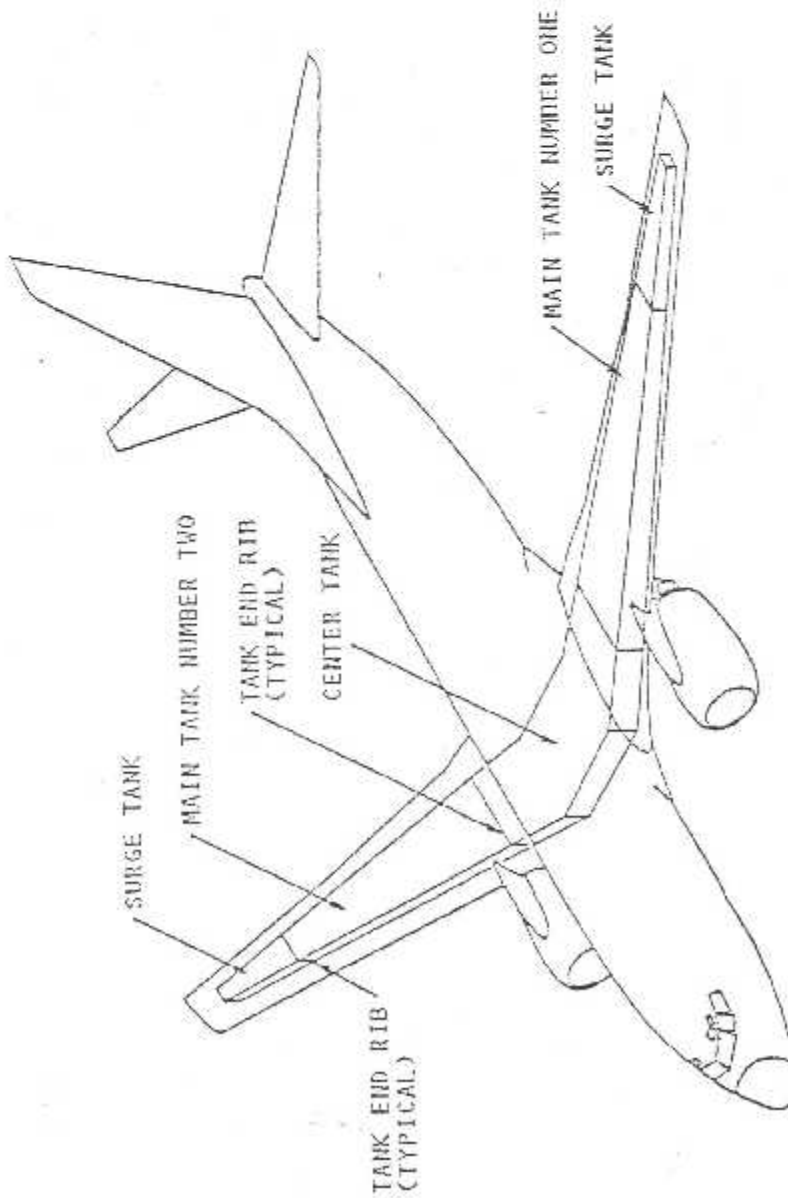


FUELING PANEL, FUELING MANIFOLD, FUELING RECEPTACLE.

EFFECTIVITY ALL

2821-00

page 21
6-02-2001
27-04-2001



HORIZONTAL FUEL TANK CAPACITY		KGS.
		LB.
MAIN TANK NUMBER ONE	8,525	3,867
MAIN TANK NUMBER TWO	8,525	3,867
CENTER TANK	28,221	12,802
TOTAL	45,271	20,536

FUEL STORAGE

EFFECTIVITY
ALL

28-10-00

page 9
6-02-2001

Tank Dual Level Control Fill Valve
(Main Tanks)

The refuel fill valves of the main tanks are identical in function and operation to those described in the auxiliary tanks. Refuel fill valves in the inboard main tanks are located approximately in the center of each. Fill valves for the outboard main tanks are located in the tank center compartment. Fuel flow from the center compartment into the other two compartments is through flapper valves inboard and through the percolator tube outboard.

EXTERNAL TANK COMPONENTS

The external tank contains the necessary components to provide for tank refueling, transfer of fuel from the external tank to the crossfeed manifold, fuel dumping, defuel operation, and transfer of fuel to the other tanks when the aircraft is on the ground.

External Tank Pumps

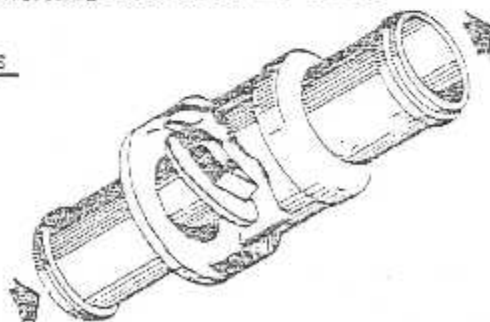
There are two pumps located in the surge box of each external tank. These pumps are used to supply fuel to the crossfeed manifold for engine consumption, jettison, defueling, and ground transfer. These pumps are identical to the pumps used in the auxiliary tanks and the dump pumps in the main tanks. The output of both pumps is supplied to a common manifold. A one-way check valve is installed in the output line of each pump to provide independent pump operation. Each pump has an individual control switch located on the fuel control panel. The switches are marked FWD and AFT, corresponding to the position of the pumps location in the tank. Either switch can be selected to provide tank boost pump pressure. An external tank dump switch controls only the aft pump for fuel dumping. More rapid fuel dumping can be provided by utilizing the FWD boost pump switch in conjunction with the external tank DUMP switch.

Tank Fill Valve (External Tanks)

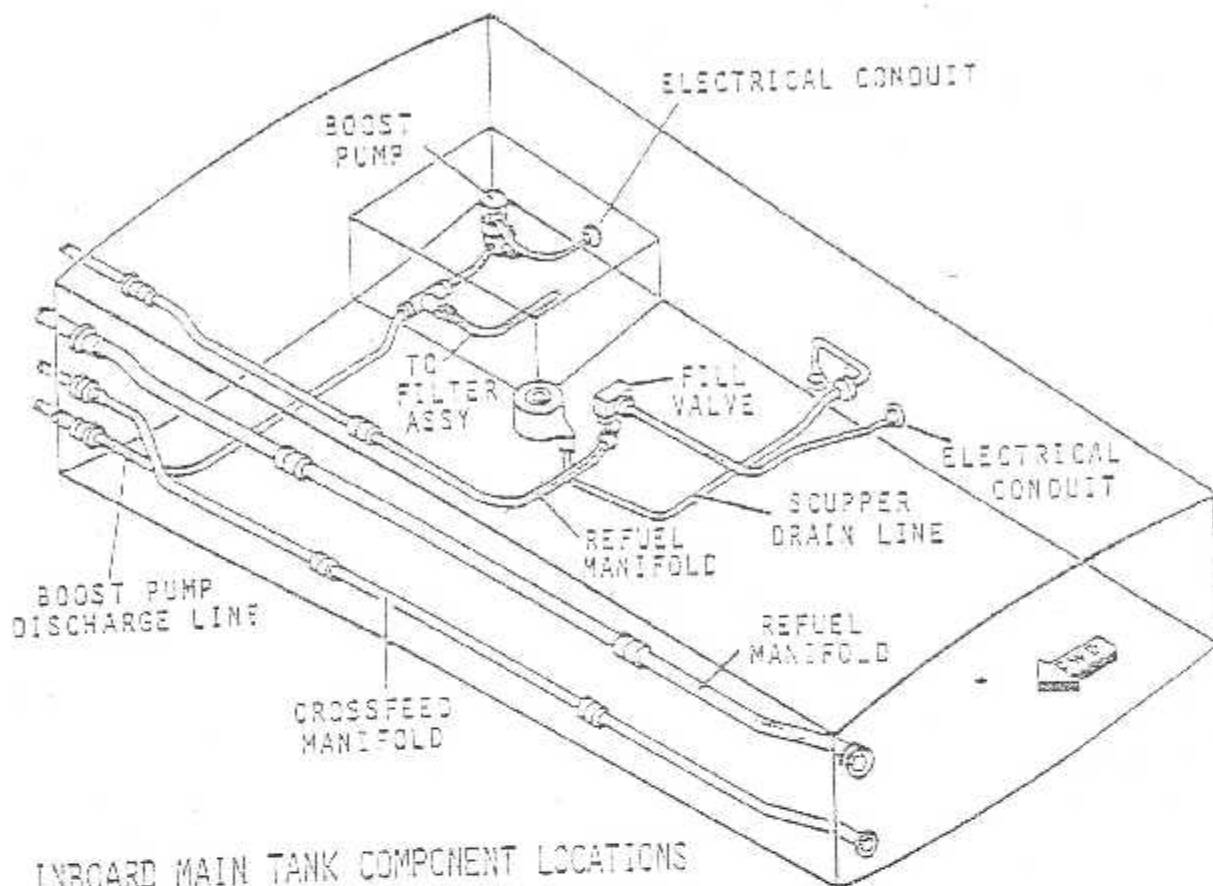
The tank fill valve is located near the top of the tank in the center compartment. These valves are identical, in type and operation, to those in the wing tanks. They automatically cut off fuel flow into the tank when the 3-percent airspace is reached. The electrical control of these valves is by switches located on the SPR panel.

Check Valves

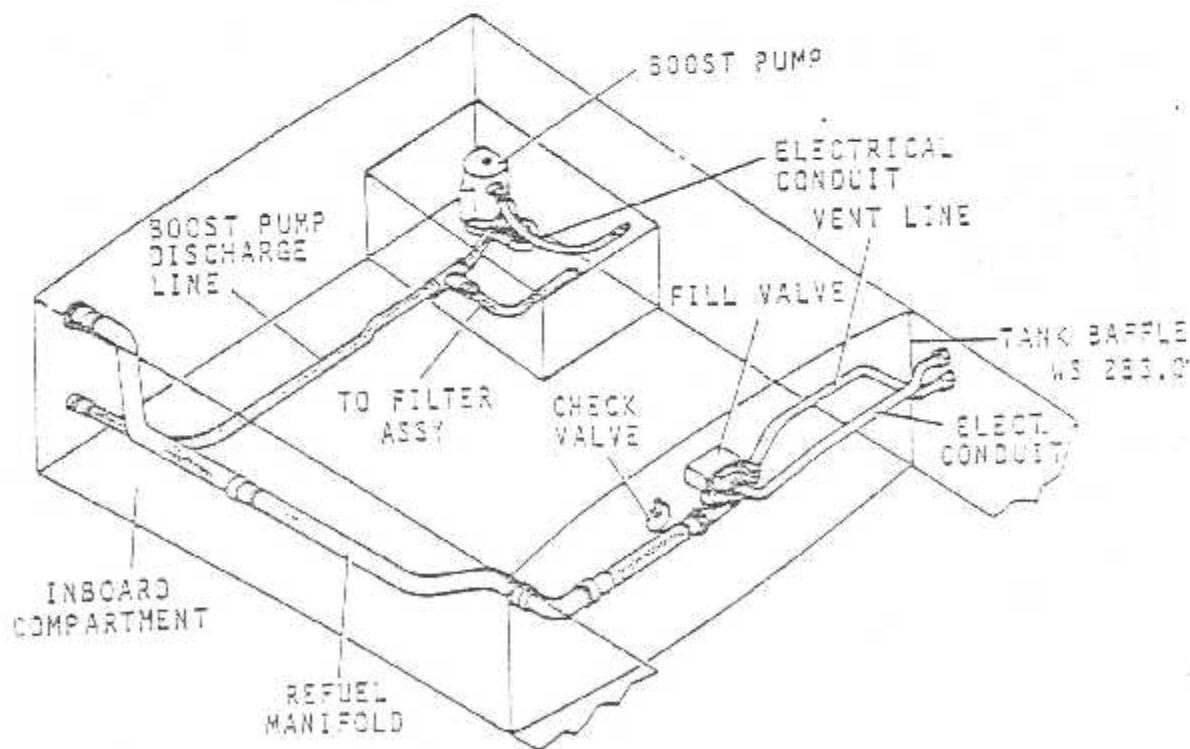
Flapper-type check valves are used in the fuel flow lines from the tank pumps for the boost pumps and the dump pumps. These check valves prevent fuel flow into the tank through the pump during refueling, crossfeed, dumping, defueling, and



BOOST PUMP CHECK VALVE



INBOARD MAIN TANK COMPONENT LOCATIONS



OUTBOARD MAIN TANK COMPONENT LOCATIONS