

MANUEL DE VOL F-16C



Traduit et revu par gil

Montage de la couverture réalisé par FAMAS.



CHAPITRE I

DESCRIPTION ET UTILISATION





SOMMAIRE



SOMMAIRE

Préface	7
Motorisation	9
Système carburant.....	31
Système de Contrôle de l'Environnement.....	47
Système Electrique.....	55
Système Hydraulique	67
Emergency Power Unit (EPU)	73
Système de train d'atterrissage (LG).....	81
Système d'aérofreins	101
Système d'arrêt.....	105
Système de volets d'ailes	109
FLCS	115
Pilote Automatique.....	131
Système AOA.....	141
Système de données air	147
Voyants d'alerte, d'alarme et d'indication.....	153
Système d'éclairage.....	157
Système d'abandon de bord	167
Système Oxygène	177
Équipement de Communications, Navigation et IFF (CNI).....	183
Systèmes de Communications.....	195
Systèmes de Navigation	201
Système IFF.....	227
Système d'Atterrissage aux Instruments (ILS)	231
Instruments de vol	235
Remerciements	243



PRÉFACE



Préface

Ce manuel a pour but de présenter les systèmes dont dispose le F-16 C Block 50. Cette traduction a été réalisée à partir du manuel déclassifié du F-16C Block 25 avec bon nombre de recherches réalisées sur internet pour certains systèmes. Certaines différences mineures existent entre le Block 25 et le Block 50 mais les changements ont surtout été opérés au niveau du système d'arme et du moteur. La majeure partie des systèmes sont restés les mêmes. Cette doc n'est pas exempt de défauts (loin de là) et certaines infos ne sont certainement pas correctes. Le but étant plutôt de faire le rapprochement entre le vrai F-16 et le F-16 disponible sur Falcon 4.

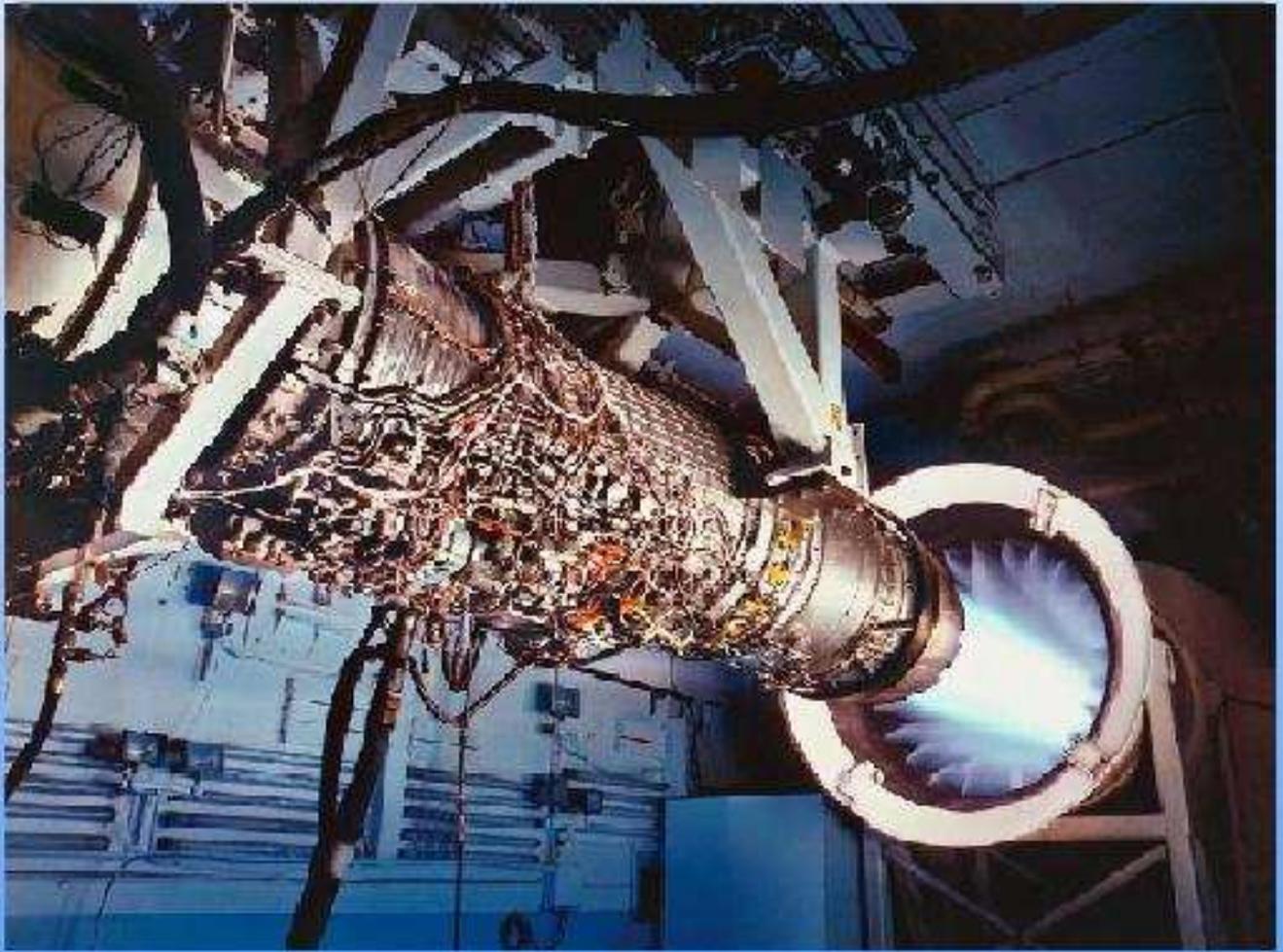
Tous les systèmes avion sont passés au crible avec leurs panneaux de contrôle associés afin d'en comprendre l'utilisation et le fonctionnement. Certains d'entre eux dont le fonctionnement est assez complexe comprennent des généralités pour mieux les appréhender (GPS, INS...)

Les débutants de Falcon 4 pourront aborder les différents systèmes afin de mieux les comprendre tout en améliorant leur culture aéronautique.

Cette documentation est le fruit de plus de 16 mois de travail destiné à faire partager les connaissances que j'ai pu acquérir en lisant le manuel du F-16 C Block 25. Seule le 1^{er} chapitre a été traduit.

Pour toute erreur ou oubli sur la doc, n'hésitez pas à me le signaler. Cette doc a pour but d'être une référence alors je compte sur vous tous pour me permettre de l'améliorer. Merci
msn et mail :
gillesdiharce@hotmail.com

Bonne lecture à tous.
Gil
EC. BADBIRDS



MOTORISATION



MOTORISATION

DESCRIPTION GENERALE

L'appareil est propulsé par un turboréacteur à post-combustion F-110-GE-129 (Figure 1-1). La poussée maximale est d'environ 37 000 livres (18 T).

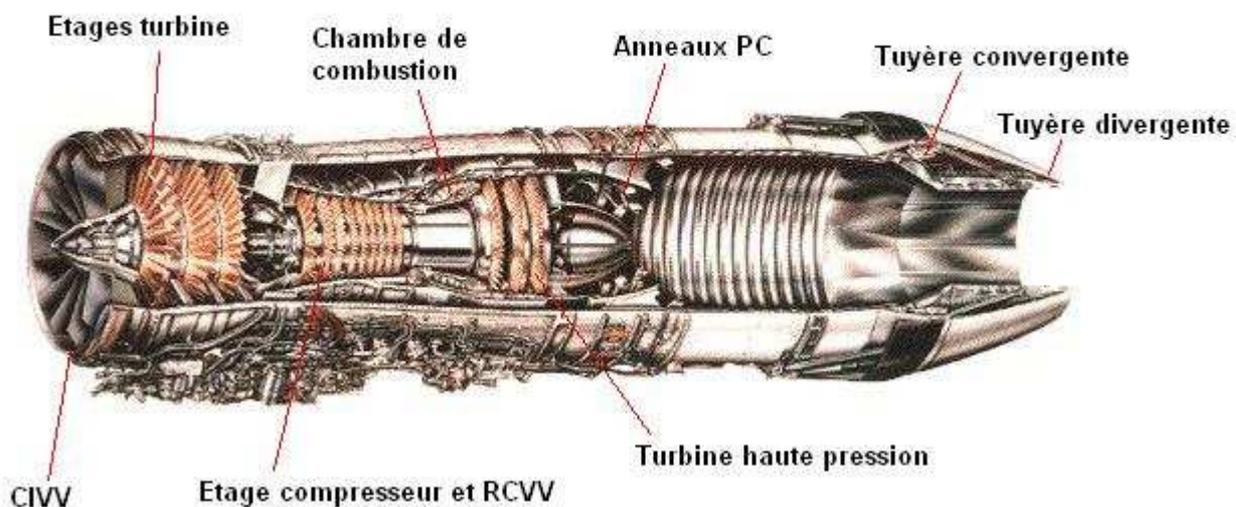


Figure 1-1

SYSTEME D'ALIMENTATION EN CARBURANT

Le système d'alimentation en carburant (Figure FO-4) délivre le carburant nécessaire au moteur et contrôle la géométrie variable du moteur.

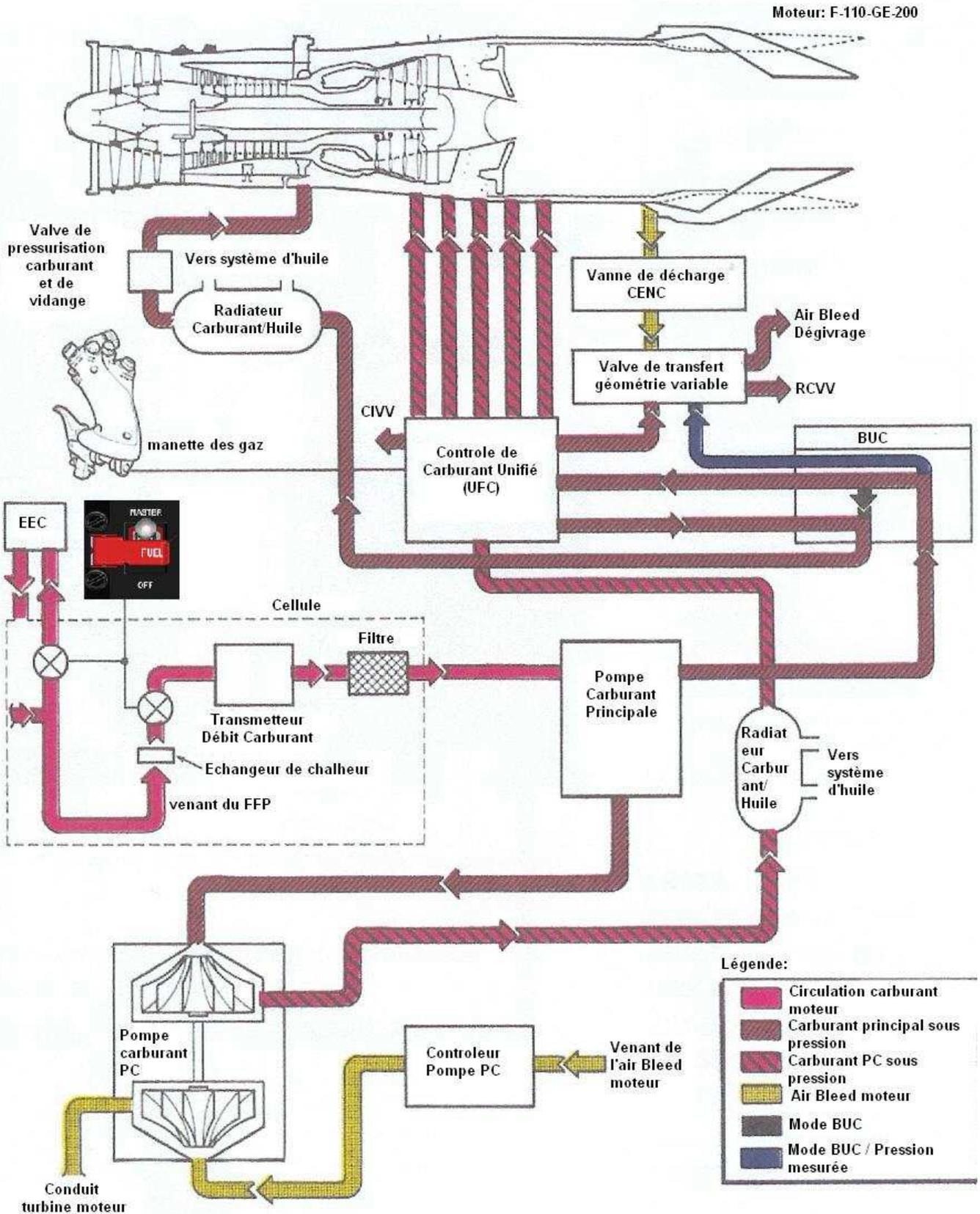


Figure FO-4



Contrôle de Carburant Unifié (UFC)

Le contrôle primaire du moteur est fourni par un UFC hydro-mécanique.

L'UFC comprend le contrôle d'alimentation moteur, le contrôle de la Post-combustion, le contrôle des bleeds de démarrage et des vannes variables du compresseur haute pression (RCVV) et le contrôle de la tuyère convergente.

La consommation en carburant est fonction de la position de la manette des gaz, de la vitesse de rotation des deux compresseurs, de la pression dans la chambre de combustion, de la température à l'entrée de la turbine et de la présence d'un signal de récupération de décrochage compresseur. L'UFC est de plus trimmé par l'EEC.

Contrôle Electronique du Moteur (EEC)

L'EEC est un calculateur digital monté sur le moteur refroidi par essence.

L'EEC commande la gestion du débit carburant et la tuyère convergente. L'EEC gère les vannes variables du compresseur basse pression (CIVV) et fournit un signal d'entrée à l'UFC pour la récupération de décrochage compresseur, le verrouillage des 5 segments de Post-combustion, empêche l'allumage de la PC et le réglage du ralenti.

Le contrôle de la mise au ralenti de l'EEC compense le débit du ralenti de l'UFC pour maintenir une vitesse de turbine prévue. Ceci entraîne une poussée réduite constante et répétée en vol et au sol. Pour réduire le niveau de la poussée réduite, la tuyère est commandée sur ouverte quand la manette des gaz est au ralenti ou à proximité et que la poignée du train d'atterrissage est en position basse.

L'EEC limite l'utilisation moteur au minimum dans tout le domaine de vol pour conserver une utilisation stable. A haute altitude, dans des conditions de basse vitesse, l'EEC protège contre les décrochages compresseur à faible poussée. Au cours de conditions transsoniques et supersoniques, l'EEC limite l'utilisation moteur au minimum en fonction du nombre de Mach (en provenance du CADC) pour fournir un écoulement d'air moteur suffisant. Pour minimiser la possibilité de décrochages au cours de l'utilisation de la PC à haute altitude et basse vitesse, l'EEC commande l'arrêt des 5 segments PC. Si un décrochage moteur a lieu en Post-combustion, l'EEC commande automatiquement le moteur en PC mini quelque soit la position de la manette des gaz. En-dessous de la PC, la logique de récupération décrochage est plus efficace avec la manette en position plein gaz sec (MIL). En position MIL, l'EEC commande à l'UFC d'ouvrir la tuyère pour évacuer l'excès de contre-pression créé par le décrochage. Tous ces dispositifs sont désactivés quand l'EEC est coupé.

Une survitesse de la turbine peut causer automatiquement la coupure de l'EEC. L'EEC ne peut pas être réinitialiser dans ce cas.

L'EEC reçoit de la puissance directement de l'alternateur moteur. Dans l'éventualité d'un dysfonctionnement de l'alternateur moteur ou de l'ADG indiqué par une chute rapide à zéro des tours moteurs, l'EEC serait inopérant et le voyant d'alerte « EEC » peut ne pas s'allumer. Le moteur est utilisable sans l'EEC dans une certaine limite (Voir Section III).

Système de Contrôle d'Alimentation Carburant de Secours (BUC)

Le BUC est un système hydromécanique qui fournit le contrôle moteur en cas de dysfonctionnement de l'UFC. Le BUC est sélectionné avec le bouton EEC BUC. Le débit carburant est géré par la position de la manette des gaz, la vitesse-air et l'altitude.



Pompe Carburant Principale

La pompe carburant principale montée sur l'ensemble gearbox (figure 1-3 et FO-4) fournit le carburant sous pression au moteur et augmente la pression vers la pompe PC.

Pompe Carburant PC

La pompe PC est entraînée par l'air bleed moteur et fournit du carburant sous pression à la section PC de l'UFC. La pompe fournit également du carburant sous pression pour les CIVV, les RCVV et la valve bleed du 7^e étage.

Vannes Variables d'Entrée Compresseur (CIVV)

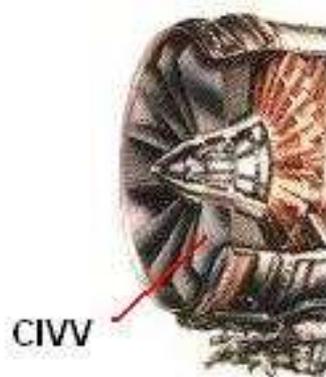


Figure 1-1

Les CIVV (figure 1-1) sont situées à l'extrémité avant du 1^e étage compresseur. Elles sont positionnées par signaux de l'EEC par du carburant sous pression de la pompe PC. En BUC, les CIVV sont en position fixe.

Vannes Variables du Compresseur Haute pression (RCVV)

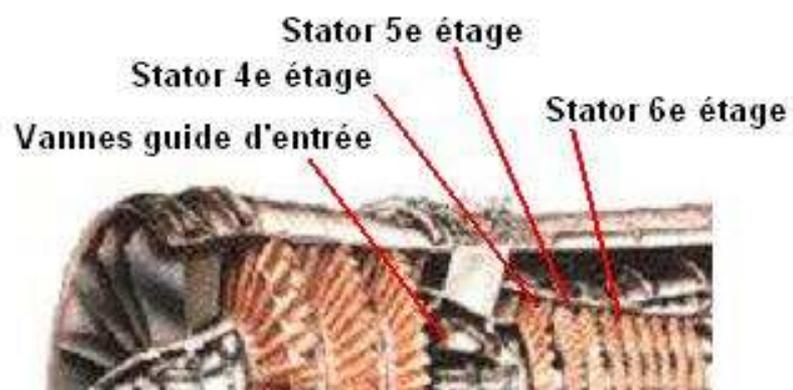


Figure 1-2

Les 3 premiers étages du compresseur haute pression (figure 1-2) sont équipés de RCVV. Les RCVV sont positionnées par l'UFC avec du carburant sous pression de la pompe PC. En BUC, les RCVV sont contrôlées par la position de la manette des gaz.



Air Bleed Compresseur

L'air bleed du 7^e étage est dirigé par la trappe bleed vers le conduit turbine pour augmenter la marge de décrochage compresseur au cours de la mise en route. La valve bleed est actionnée par l'UFC au moyen de carburant sous pression de la pompe PC. En BUC, elle est actionnée par la position de la manette des gaz. L'air bleed du 7^e étage est aussi utilisé pour le dégivrage de l'entrée moteur. L'air bleed du 13^e étage est relié à l'EPU. Les 2 étages fournissent de l'air à l'ECS.

Valve de Pressurisation et de Vidange

Une valve de pressurisation et de vidange (figure FO-4) est située sur le manifold entre le refroidisseur d'huile et le carburant des tuyères. Elle fournit une pression carburant minimale pour le fonctionnement de l'UFC à bas régime, améliore les démarrages rapides et vidange le manifold à la coupure.

Tuyère d'échappement

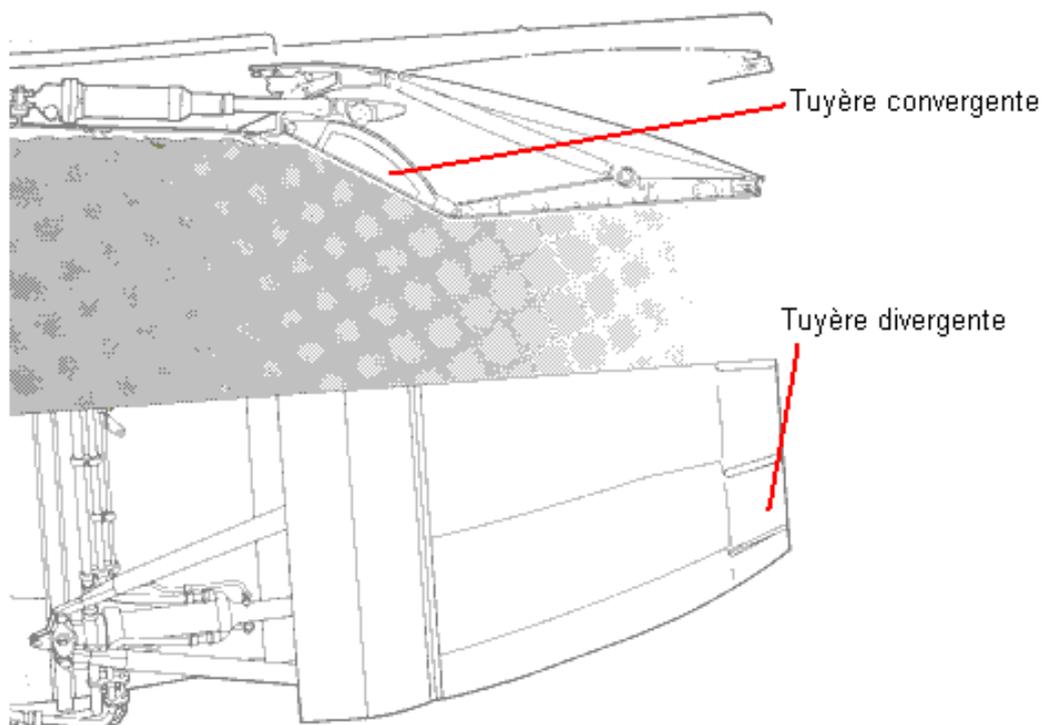


Figure 1-3

La tuyère d'échappement est variable et comprend 2 sections (Figure 1-3). La tuyère divergente flotte librement et bouge en conjugaison avec la tuyère convergente. La tuyère convergente est contrôlée par le « Contrôle de tuyère d'échappement convergente ».

Contrôle de tuyère d'échappement convergente (CENC)



Le CENC (figure 1-1) est actionné par un moteur entraîné par l'air bleed du 13^e étage.

La gestion de la tuyère est contrôlée premièrement par les données de position de la manette des gaz de l'UFC et trimmée par l'EEC. Avec le train sorti et l'EEC sur marche, la tuyère est ouverte à environ 70-95% au ralenti. Au fur et à mesure que la manette des gaz est poussée en avant, la tuyère se ferme. Avec le train rentré, la tuyère est proche de la zone fermée excepté en approchant de plein gaz sec (MIL) et au-delà. A MIL et au-delà, l'EEC trime la tuyère pour réguler la pression de sortie afin de contrôler la vitesse turbine. Au fur et à mesure que la manette des gaz est avancée dans la zone PC, l'UFC ouvre la tuyère pour compenser l'accroissement du débit PC. Avec l'EEC sur OFF ou inopérant, la tuyère est pratiquement fermée au sol ou en vol et l'utilisation de la PC n'est pas recommandée. En BUC, la tuyère n'est pas gérée par le CENC mais est aérodynamiquement placée vers la position fermée ; de plus, l'utilisation de la PC est interdite.

Système d'huile

Le moteur est équipé d'un système d'huile pour lubrifier le moteur et le gearbox. Le système de pression n'est pas régulé et varie avec le régime et la température d'huile.

Système de dégivrage moteur

Le système de dégivrage utilise l'air bleed du 7^e étage du compresseur (Figure FO-4) par les vannes guides d'entrée et le cône de nez pour prévenir la formation de givre. Le système est contrôlé par un bouton à 3 positions « ANTI-ICE » (figure 1-4). Le système de dégivrage peut être activé manuellement ou automatiquement par un détecteur de glace à l'entrée du moteur. L'entrée d'air est chauffée électriquement pour prévenir le dépôt de givre. Le chauffeur est activé par le bouton ANTI-ICE moteur.

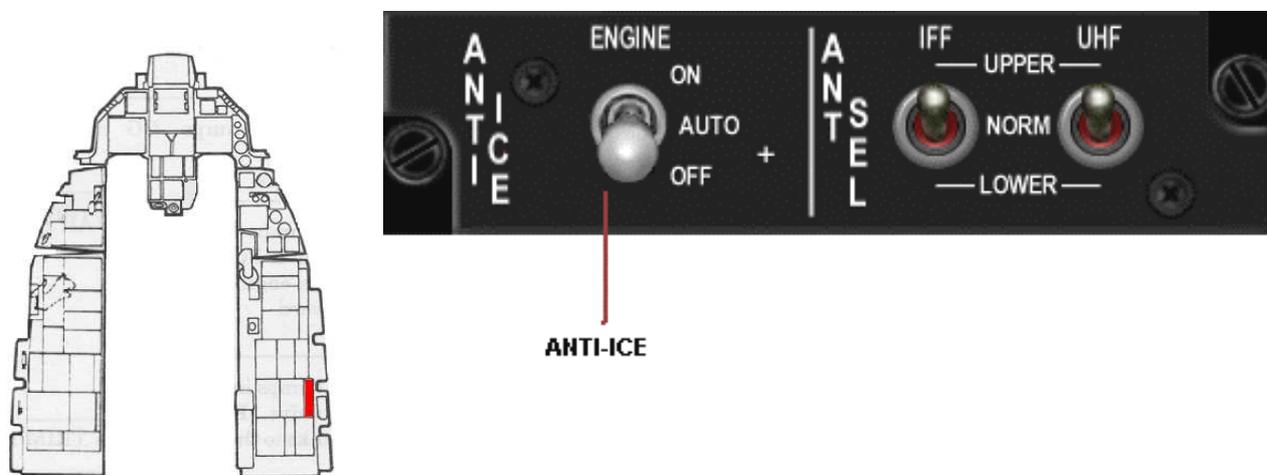


Figure 1-4

Le bouton de dégivrage moteur (figure 1-4) est situé sur la console de droite.

Les fonctions sont :

- ON – L'air bleed du 7^e étage est dirigé vers les vannes guides d'entrée fixes et le cône du nez. Le chauffeur de l'entrée d'air est activé.
- AUTO – Quand un givrage moteur est détecté par le détecteur de glace (une détection automatique ne peut être faite au sol ou au-delà de 7° d'AOA), l'air bleed du 7^e étage est dirigé vers les vanes guides d'entrée fixes et le cône du nez et le chauffeur électrique d'entrée d'air passe sur marche.
- OFF – L'énergie électrique ferme la valve du dégivrage moteur (une perte de puissance ouvre la valve). Le chauffeur d'entrée est mis sur OFF.



Gearbox moteur et accessoires

Le gearbox moteur (Figure 1-5) entraîne la pompe à carburant principale, l'ensemble pompe d'huile, l'alternateur et l'axe PTO qui alimente en énergie l'Accessory Drive Gearbox (ADG).

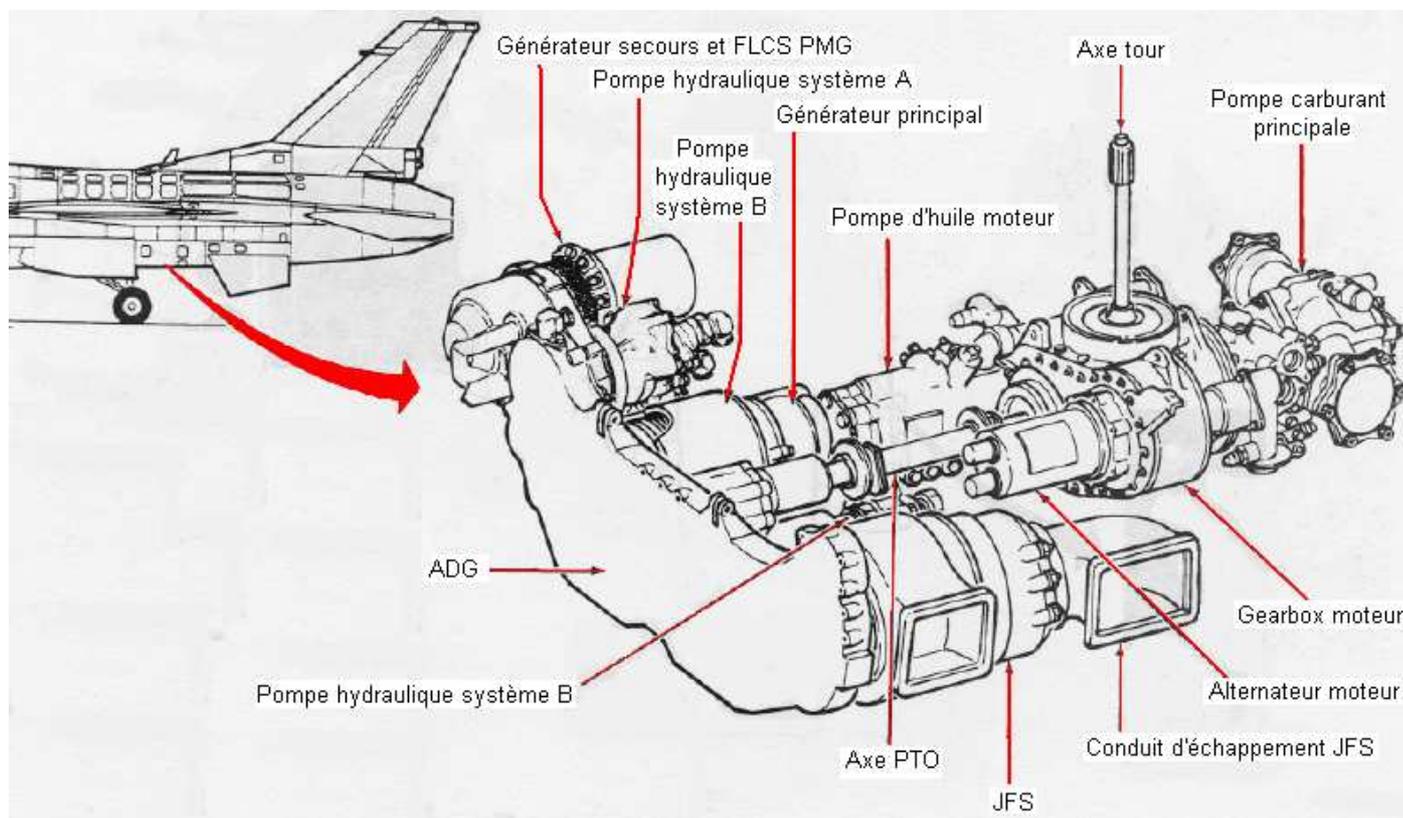


Figure 1.5

L'ADG (figure 1-5) alimente le générateur principal, les pompes hydrauliques des systèmes A et B et le générateur de secours et le FLCS. Le Jet Fuel Starter (JFS) est également monté sur l'ADG.

Alternateur moteur

L'alternateur moteur (figure 1-5) est entraîné par le gearbox moteur et fournit seul la puissance à l'EEC, au moteur et l'allumage PC et le signal rpm sur l'indicateur rpm.

Système d'allumage moteur

Le système d'allumage est alimenté par l'alternateur moteur et comprend 3 bougies d'allumage (2 pour le moteur et 1 pour la PC). Avec la manette des gaz sur IDLE ou plus en avant et les rpm au-dessus de 15%, l'allumage moteur est continu. Quand la manette des gaz est placée sur PC, l'allumage PC est activé pendant environ 1s. Pour un allumage de la PC prolongé, la manette des gaz doit être abaissée en MIL ou en-dessous pendant au moins 1,5 s puis placée sur PC.



Jet Fuel Starter (JFS)

Le JFS (figure 1-5) est une turbine à gaz qui utilise le carburant avion et entraîne le moteur au moyen de l'ADG. Le JFS reçoit du carburant à tout moment quelque soit la position du bouton FUEL MASTER. Le JFS est démarré par puissance des 2 accumulateurs hydrauliques utilisés soit séparément soit ensemble. Les accumulateurs sont chargés automatiquement par le système hydraulique B ou manuellement par la pompe manuelle hydraulique située dans le compartiment du train gauche. La recharge automatique peut prendre plus d'1 minute. Le JFS est utilisé pour démarrer le moteur au sol et assister pour un démarrage en vol. Voir figure 5-5 pour les limitations.

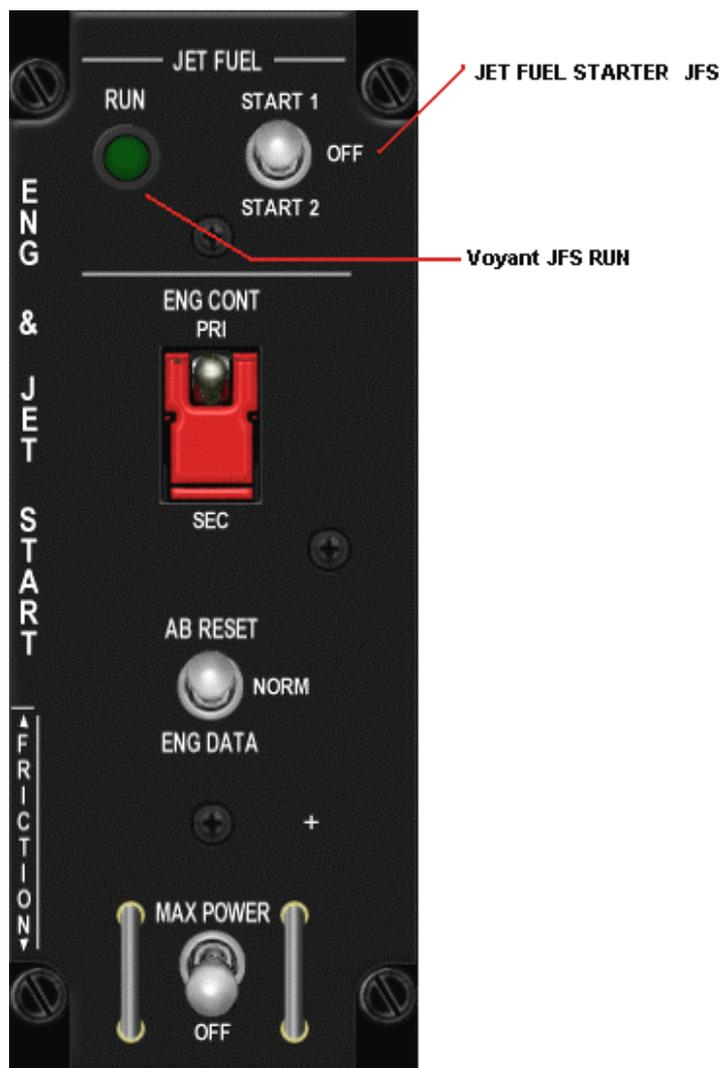
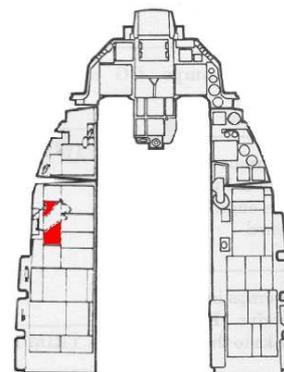


figure 1-6a



Le bouton JFS (figure 1-6a) est situé sur la console de gauche.

Les fonctions sont :

- OFF – Position normale. Le JFS peut être coupé à tout moment en sélectionnant OFF. Le bouton revient automatiquement sur OFF lors d'un démarrage normal au sol à rpm 50%.
- START 1 – Utilise un des 2 accumulateurs hydrauliques pour le démarrage moteur.
- START 2 – Utilise les 2 accumulateurs hydrauliques pour démarrer le moteur. Cette position est utilisée pour des démarrages au sol à des températures extrêmes ou après un dysfonctionnement du START 1. START 2 est aussi utilisé pour des démarrages en vol assistés JFS.



Voyant JFS RUN

Le voyant JFS RUN (figure 1-6a) s'allume en vert pendant 30s après l'initialisation du JFS pour indiquer que le JFS a atteint la vitesse requise.

Utilisation du JFS

Au sol, quand le moteur accélère au-delà de 50%, un capteur coupe le JFS automatiquement et le voyant JFS RUN s'éteint. Au cours d'une utilisation en vol du JFS, le système et le voyant reste allumé jusqu'à ce que le bouton soit placé manuellement sur OFF. Si le voyant JFS RUN ne s'allume pas pendant 30s ou si il s'éteint une fois allumée, le bouton START ne se réengagera pas et le JFS ne pourra pas être relancé jusqu'à ce qu'il se soit arrêté. Cet arrêt peut prendre environ 17s à pleine vitesse.

INDICATEURS ET CONTROLES MOTEUR

Manette des gaz

Le moteur est contrôlé par la manette des gaz (figure 1-7) montée au-dessus de la console de gauche avec des clics sur OFF, IDLE, MIL et Max PC. La manette des gaz connectée mécaniquement à l'UFC/BUC. La position OFF stoppe l'allumage moteur et l'alimentation en carburant. La position IDLE commande la poussée UFC minimale et est utilisée au sol pour tous les démarrages moteur et démarrages en vol. De IDLE à MIL, la manette contrôle la puissance moteur. Au-delà de MIL, la manette module l'utilisation de la PC (5 segments) tout en maintenant une utilisation constante du moteur. Quand BUC est sélectionné, le IDLE BUC est placé plus en avant par rapport au IDLE normal. La course entre IDLE et IDLE BUC fournit une gestion manuelle du BUC. Puis le IDLE BUC est utilisé pour commander la poussée minimale BUC.

La manette des gaz doit être tournée vers l'extérieur puis l'intérieur pour permettre le mouvement de OFF vers IDLE et de MIL vers PC. La réduction de PC vers MIL tourne automatiquement la manette. A IDLE, la manette des gaz doit être tournée vers l'extérieur et un cran de coupure à la base actionne la manette sur OFF.

Une bande blanche réfléchissante est située sur la partie supérieure de la manette des gaz.

Une bande blanche réfléchissante sur le côté du support de la manette des gaz à la position IDLE. L'alignement de ce repère et de celui de la manette des gaz permet d'identifier la position exacte de la manette au cours des démarrages BUC.

6 boutons sont situés sur la manette des gaz. Un contrôle de la dureté de la manette est situé en-dessous de la base de la manette. (Les 2 manettes sont reliées mécaniquement entre elles sur le F-16D.)

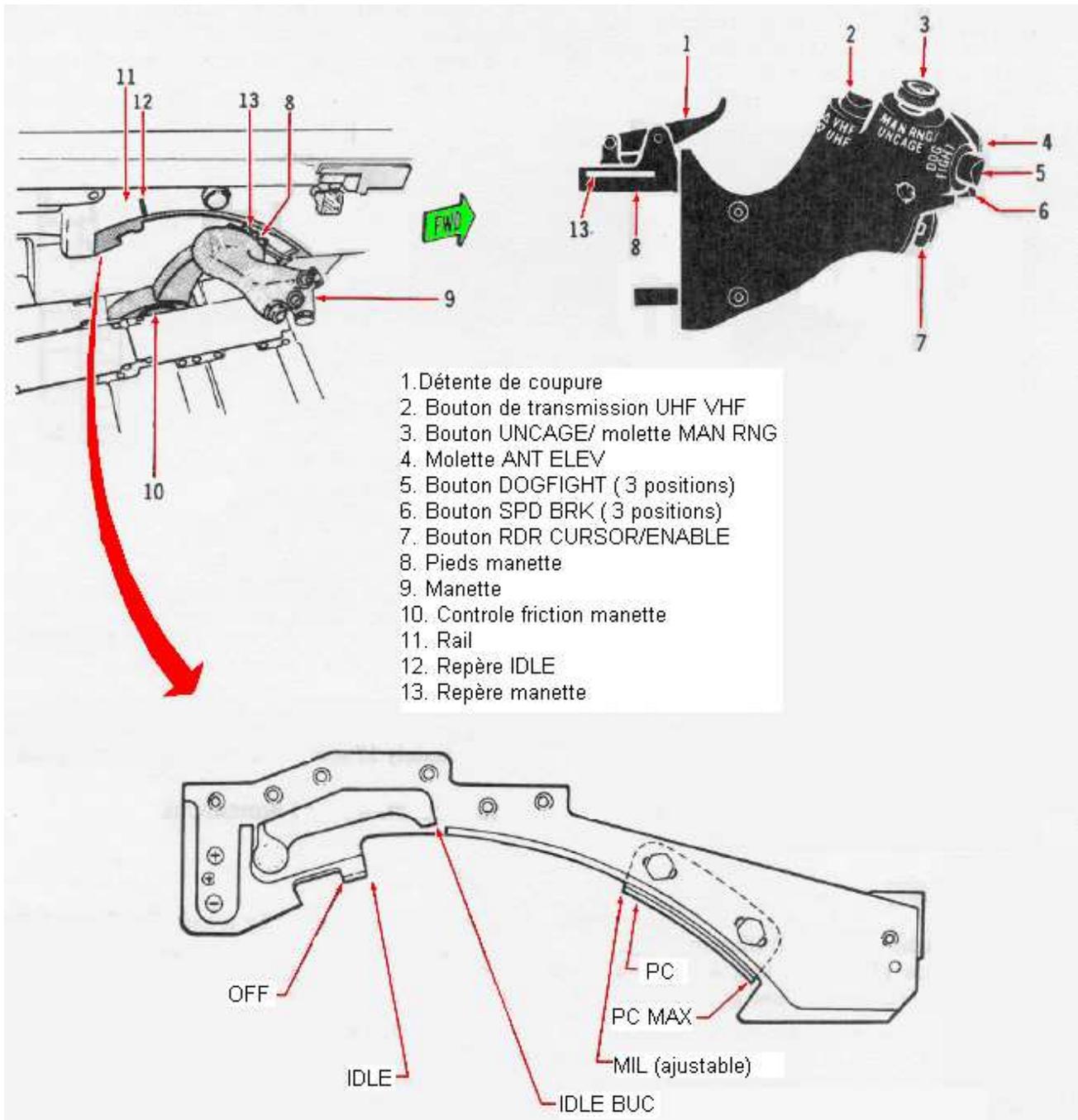


Figure 1-7



Bouton EEC BUC

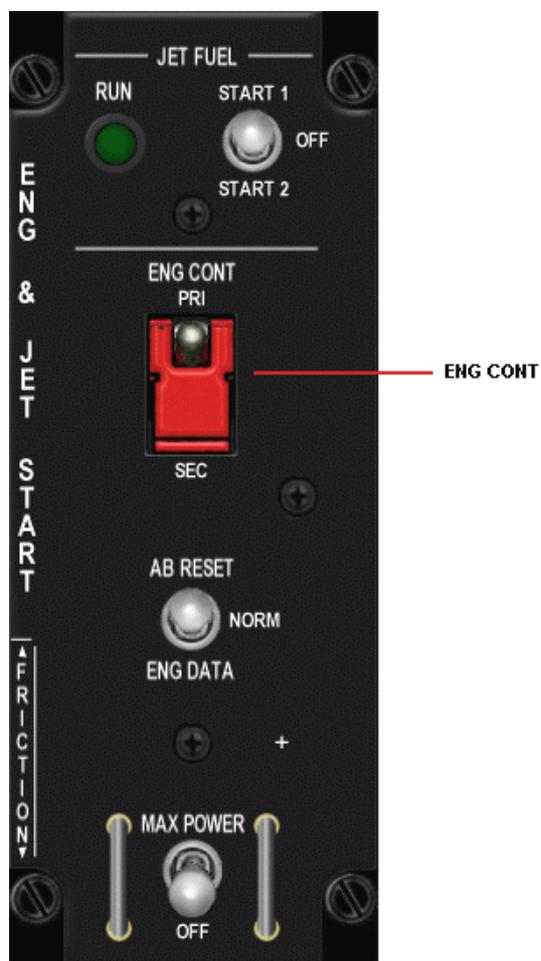


figure 1-6b

Le bouton ENG CONT comporte un cache (figure 1-4b).

Les fonctions sont :

PRI – EEC en cours d'utilisation (position normale)

OFF – EEC inactif (utilisation de base du moteur)

SEC – BUC (alimentation carburant de secours) en cours d'utilisation. Le transfert s'effectue quand la manette des gaz est sur OFF ou au-dessus de IDLE BUC. Si les rpm sont supérieurs à 52% et que la manette est sur ou au-dessus de IDLE BUC, le transfert BUC s'effectue. Si les rpm sont inférieurs à 52%, le transfert s'effectuera quelque soit la position de la manette des gaz.

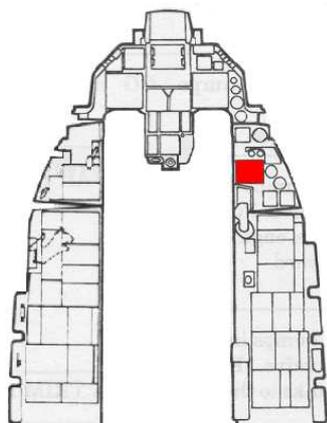


Figure FO-15

Voyant d'alarme EEC

Le voyant d'alarme EEC (figure FO-15) est situé sur le panneau d'alarme et indique un dysfonctionnement à l'entrée ou du système.

Le voyant d'alarme EEC s'allume également en conjonction avec le voyant d'alarme CADC si le dysfonctionnement affecte le signal du nombre de Mach. Le voyant d'alarme s'allumera si le bouton EEC BUC est sur OFF ou sur BUC ou si il survient une survitresse du réacteur.

Voyant d'alarme BUC

Le voyant d'alarme BUC (figure FO-15) est situé sur le panneau d'alarme et s'allume quand le moteur est en fonctionnement BUC ou quand la pression de la pompe carburant principale est faible.

Bouton BUC GND TEST

Le bouton BUC GND TEST est situé à l'arrière du manche à balai et est inopérant à $rpm > 80\%$. Lorsqu'il est pressé à $rpm < 80\%$, il permet le transfert vers BUC au sol quand la manette des gaz est en-dessous du BUC IDLE. Le bouton est normalement utilisé uniquement pour les vérifications de maintenance au sol.



Bouton MAX POWER

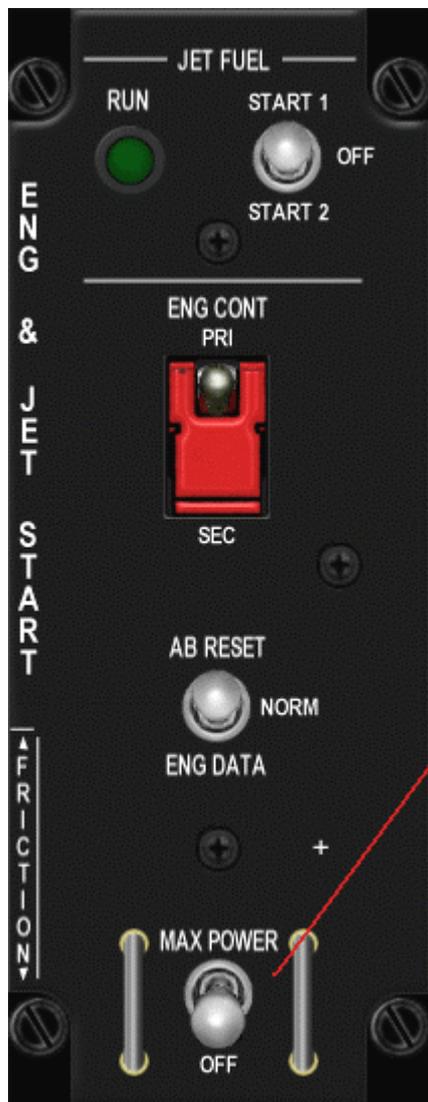


figure 1-6c

Le bouton MAX POWER (figure 1-4c) est situé sur la console de gauche. MAX POWER permet au FTIT max d'augmenter de 22°C. Référez-vous aux limitations moteur, Section V.

Les fonctions sont :

- MAX POWER – Délivre la poussée maximale (VMAX) quand la vitesse est de Mach 1.1 ou plus et que la manette des gaz est sur PC MAX.
- OFF – Position normale

Instruments moteur

Les instruments moteur (figure 1-8) sont situés sur le côté droit du tableau de bord. Référez-vous aux limitations moteur, Section V.

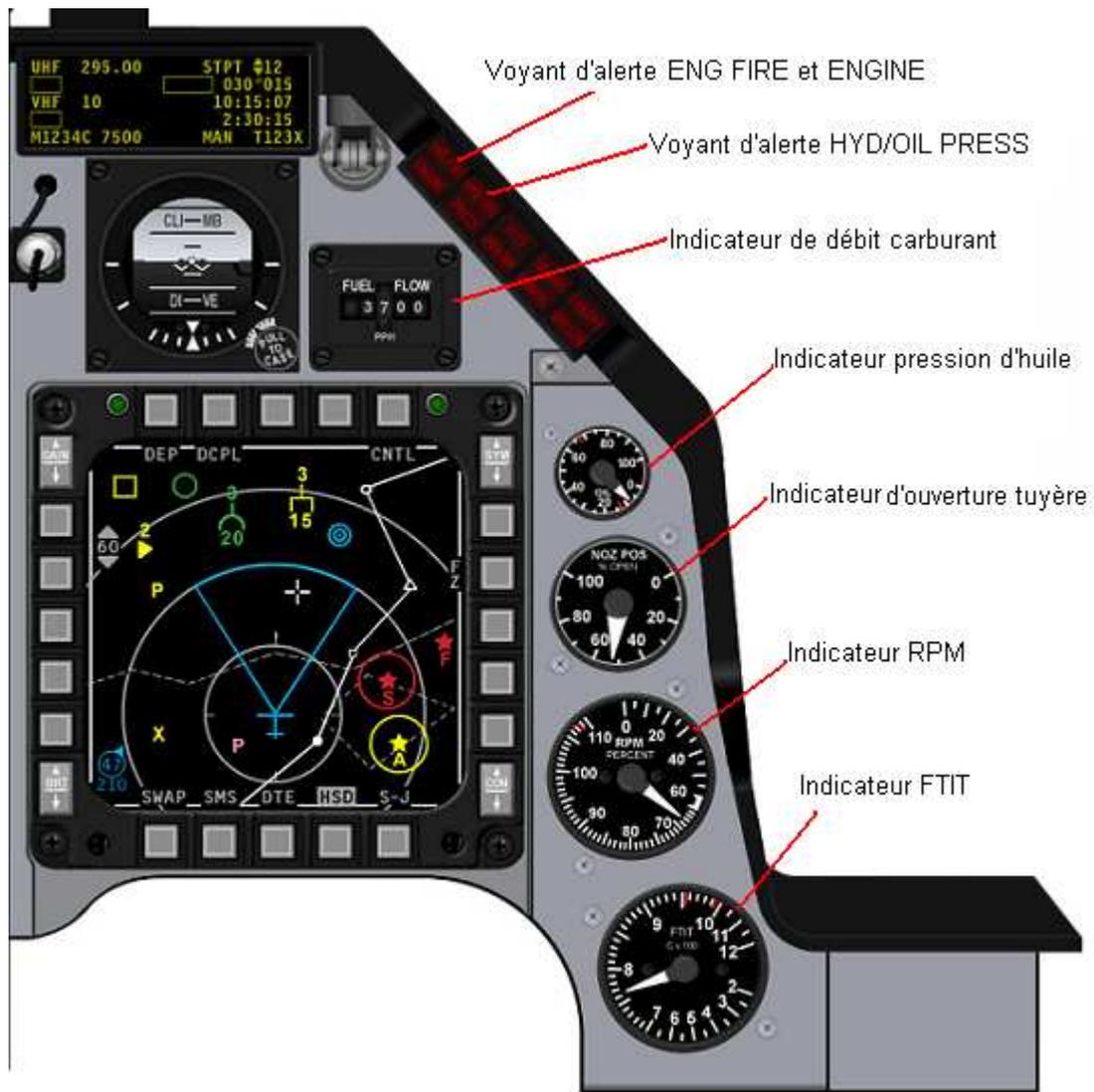


Figure 1-8

Indicateur RPM



L'indicateur rpm (figure 1-8) est un affichage à aiguille et le signal rpm est fourni par l'alternateur moteur. Les rpm sont exprimés en pourcentage de 0 à 100. L'indicateur est alimenté par le battery bus n°1.



Indicateur de position tuyère (NOZ POS)



L'indicateur NOZ POS (figure 1-8) n'est pas un instrument à lecture directe mais affiche la zone de commande CENC de 0% (fermé) à 100% ouvert. L'indicateur est alimenté par l'emergency ac bus n°2.

Indicateur Fan Turbine Inlet Temperature (FTIT)



L'indicateur de température d'entrée turbine FTIT (figure 1-8) affiche une FTIT moyenne en degrés C. L'instrument est gradué de 200° à 1200°C par incréments de 100°C. L'indicateur est alimenté par le battery bus n°1.

Indicateur Fuel Flow (FF)



L'indicateur de débit carburant FF (figure 1-8) est un instrument digital qui affiche le débit total au moteur, incluant la PC en pouces/h. L'instrument est gradué de 0-80 000 pouces/h et est alimenté par l'emergency ac bus n°1.



Indicateur de pression d'huile



L'indicateur de pression d'huile (figure 1-8) affiche la pression d'huile moteur de 0-100 psi. Il est alimenté par l'emergency ac bus n°2.

Voyant d'alarme HYD/OIL PRESS



Le voyant d'alarme HYD/OIL PRESS (figure 1-8) situé sur le panneau d'alarme sert comme surveillance de la pression d'huile moteur et du système hydraulique. Le voyant s'allume quand la pression d'huile moteur passe en-dessous de 10 psi (+/- 2). Pour la fonction de pression d'huile uniquement, il y a un délai de 30s dans le circuit du voyant pour éviter l'allumage lors manœuvre sous g négatifs. Au cours du démarrage moteur, le voyant s'éteindra avant d'atteindre les rpm IDLE ; cependant, une utilisation acceptable est indiquée si le voyant s'éteint avant de dépasser 70% rpm et reste éteint quand la manette des gaz est réduite sur IDLE. Le voyant s'allume également en fonction de la pression du système hydraulique. Référez-vous au système hydraulique dans cette section.

Voyant d'alarme moteur



Le voyant d'alarme moteur (figure 1-8) situé sur le panneau d'alarme sert de surveillance aux indications FTIT et RPM pour alerter d'une température moteur excessive, d'une extinction ou d'une stagnation. Le voyant d'alarme moteur ne fonctionne pas avec le WOW. Lors d'utilisations en vol, le voyant d'alarme moteur s'allume quand les rpm chutent en-dessous de 55%, quand le moteur stagne ou environ 2s après que les indications FTIT aient dépassées 1000°C. Le voyant d'alarmes moteur s'éteindra quand les conditions qui l'ont déclenchées disparaissent ou que le bouton WOW est activé. Le voyant d'alarme moteur est alimenté par le battery bus n°1.



Système de détection de surchauffe et de feu moteur

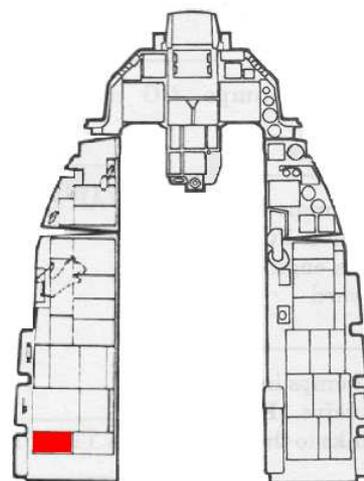


Le système de détection de surchauffe et de feu moteur comprend 2 systèmes de capteurs en circuits parallèles séparés, un pour le feu et un autre pour la surchauffe. Les circuits de détection d'incendie sont acheminés au travers des compartiments moteurs. Les circuits de détection de surchauffe sont acheminés au travers des compartiments moteurs, des roues, de la baie ECS et de la baie EPU. L'activation des circuits de détection de surchauffe se produit environ 100° en-dessous de la température d'activation des circuits de détection de feu. Le signal d'alerte feu entraîne l'illumination du voyant d'alarme ENG FIRE. Le signal de surchauffe entraîne l'illumination du voyant d'alarme OVER-HEAT. Quand la température de l'élément passe en-dessous des températures critiques, le signal cesse, permettant l'extinction du voyant ENG FIRE ou OVER-HEAT. Le circuit de détection nécessite l'alimentation pour l'utilisation des emergency bus n°2 et du battery bus n°2.

Bouton test de détection de surchauffe et de feu moteur



figure 1-9



Le bouton de test de détection de surchauffe et de feu moteur (figure 1-9) est situé sur le panneau des boutons de test. La pression du bouton FIRE & OHEAT DETECT vérifie les 2 systèmes et allume le voyant d'alarme ENG FIRE et OVERHEAT.



Caractéristiques d'utilisation du moteur

Utilisation au sol



Au cours de l'utilisation au sol, le idle circuit fermée peut être vérifiée en observant les rpm et la FTIT lors de l'utilisation de l'EEC. Les rpm devraient décroître et la FTIT devrait augmenter de 30°C quand l'EEC est coupé. Quand l'EEC est remis sur marche, ne confondez pas la légère augmentation de ½ % des rpm associée à l'ouverture de la tuyère tel que le idle circuit fermé. Le idle circuit fermé peut prendre plus d'1 mn après la mise en marche de l'EEC. La FTIT devrait ensuite revenir au niveau de l'EEC précédent. Tant que l'EEC maintient une poussée IDLE constante, les rpm varieront avec la température et l'altitude pression (une température plus élevée ou une altitude pression plus élevée entraîne des rpm plus élevés).



Utilisation en vol non-PC



Après un décollage MIL, la FTIT moteur est habituellement de 900°-950°C avec rpm 89-94% pour une température extérieure supérieure -7°C . La FTIT et les rpm seront plus faibles, pour des températures inférieure à -7°C . Quelle que soit la température, la tuyère ne devrait pas excéder 30% à MIL.

A basse altitude (en-dessous d'environ 10 000 ft), les rpm idle devraient toujours être égaux ou légèrement plus élevés que les rpm idle au sol. Au fur et à mesure que l'altitude augmente, les rpm idle augmentent pour fournir une marge de décrochage suffisante pendant la transition de la manette. A Mach 1.4 et au-dessus, la poussée minimale est, même si la manette est reculée, en-dessous MIL. De manière générale, la poussée mini augmente de IDLE à MIL entre Mach 0.84 et Mach 1.4. Toutes les caractéristiques d'utilisation minimale sont désactivées quand l'EEC est coupé.

Au sol et à basse altitude, la pression d'huile devrait augmenter d'environ 15 psi de IDLE à MIL. A très haute altitude (50 000 ft), la pression d'huile augmentera de 5 psi de IDLE à MIL. A toutes les altitudes, cependant, une augmentation de la pression d'huile définie devrait être remarquée quand la manette des gaz est avancée.



Utilisation en vol de la PC



Photo Copyright © Sven De Bevere

AIRLINERS.NET

En PC, la FTIT, les rpm et la pression d'huile varient avec l'altitude et la vitesse-air. La position tuyère à PC max pendant l'utilisation subsonique sera d'environ 75%. Pendant une accélération supersonique, la tuyère s'ouvre pour maintenir une vitesse turbine correcte.

En montée ou en décélération vers le segment 5, la position de la tuyère se referme à environ 75-60% avec une poussée associée et une diminution du débit carburant. En descente ou en accélération vers le segment 5, la position de la tuyère augmente à environ 60-75% avec une augmentation correspondante de la poussée et du débit carburant.

Des méthodes pour améliorer l'utilisation de la PC en vol sont :

- Stabiliser à MIL avant d'enclencher la PC.
- Des annulations du crantage PC sont meilleurs que des annulations lentes puisque le système de contrôle ouvre la tuyère de 10% en plus par rapport à un crantage normal tout en offrant une meilleure marge de décrochage moteur.
- Une avancée vers PC est plus efficace si effectuée avant les manœuvres avion plutôt que pendant les manœuvres.

Utilisation BUC

Le moteur passe en BUC quand le bouton EEC BUC est placé sur BUC et que la manette des gaz est sur OFF ou si elle est sur ou au-dessus de BUC IDLE.

Quand le moteur bascule en BUC, le voyant d'alerte BUC s'allume.



Lors d'un démarrage en BUC, le mélange carburant pour le démarrage est riche avec le bouton STARTING FUEL sur AUTO LEAN ou RICH. LEAN est disponible mais diminue la capacité de démarrage en vol et une utilisation sûre du idle.

Quand transféré en BUC avec le moteur en route, les rpm et la FTIT peuvent soit augmenter soit diminuer suivant les paramètres de la manette des gaz et des conditions de vol.

La simplicité du BUC restreint son enveloppe d'utilisation (voir LIMITATIONS D'UTILISATION, Section V) et nécessite des mouvements souples et légers (5s entre le BUC IDLE et MIL). Puisque le moteur n'est pas trimmé par l'EEC en BUC, les rpm MIL peuvent dépasser les 96% à basse altitude par temps chaud et doivent être surveillés pour éviter qu'ils dépassent 96%.

La tuyère est aérodynamiquement commandée sur fermée ou en position presque fermée tout le temps quand utilisé en BUC ; de plus, la sélection PC entrainera un décrochage moteur et ne devrait pas être effectuée. Au delà de 25 000 ft AMSL, la commande aérodynamique peut ne pas être suffisante pour fermer complètement la tuyère. En descente, à puissance élevée, la tuyère peut se fermer.

La poussée MIL en BUC est moindre qu'en UFC. La poussée en BUC IDLE est plus grande qu'en UFC.



SYSTEME CARBURANT



SYSTEME CARBURANT

Le système carburant est divisé en 7 catégories fonctionnelles. Il y a le système de réservoir carburant, le système de transfert carburant, les conduits des réservoirs carburant et le système de pressurisation, le système d'alimentation moteur en carburant, le système de capteur de niveau/totaliseur carburant, le système de suppression d'explosion des réservoirs carburant et le système de ravitaillement/purge. Voir les figures FO-5 et FO-6 pour la schématique du système et la figure 1-9 pour un diagramme simplifié du système.

Système de réservoir carburant

L'avion dispose de 7 réservoirs internes situés dans le fuselage et les ailes qui sont intégrés à la structure. Il y a des provisions pour emporter 3 réservoirs externes sur les ailes et sous le fuselage. Voir figure 1-10 pour la position des réservoirs leur capacité. 5 des réservoirs internes sont des réservoirs de stockage : les 2 réservoirs d'ailes, les 2 réservoirs de fuselage avant F-1 et F-2 et le réservoir de fuselage arrière A-1. Les 2 réservoirs avant et le réservoir arrière de fuselage fournissent le carburant directement au moteur. Sur le F-16D, le réservoir avant F-1 est plus petit à cause de la place arrière.



SYSTEME CARBURANT

LEGENDE

	Valve de coupure de transfert
	Pompe transfert
	Pompe booster
	Valve de coupure ravitaillement
	Valve solénoïde
	Valve crossfeed
	Pompe transfert (entraînée par turbine)
	Valve d'aspiration
	Déconnection
	Adaptateur servitude
	Pompe d'injection carburant
	Moteur elec utilisé pour la valve de coupure
	Orifice
	Valve de vérification
	Vers bidon d'aile droit
	Vers bidon ventral
	A Valve mélange halon/air
	B Valve press & vent
	C réservoirs extérieurs
	D Valve d'évacuation de pression
	E Trappe AR
	Ventilation à eau
	Alimentation carburant
	Pression pompe boost
	Pression pompe d'entraînement
	Pression tank inerting
	Transfert carburant
	Ravitaillement/ press réservoirs
	Pressu réservoirs
	Ravitaillement/transfert
	Alimentation pressu ECS
	Transfert bleed

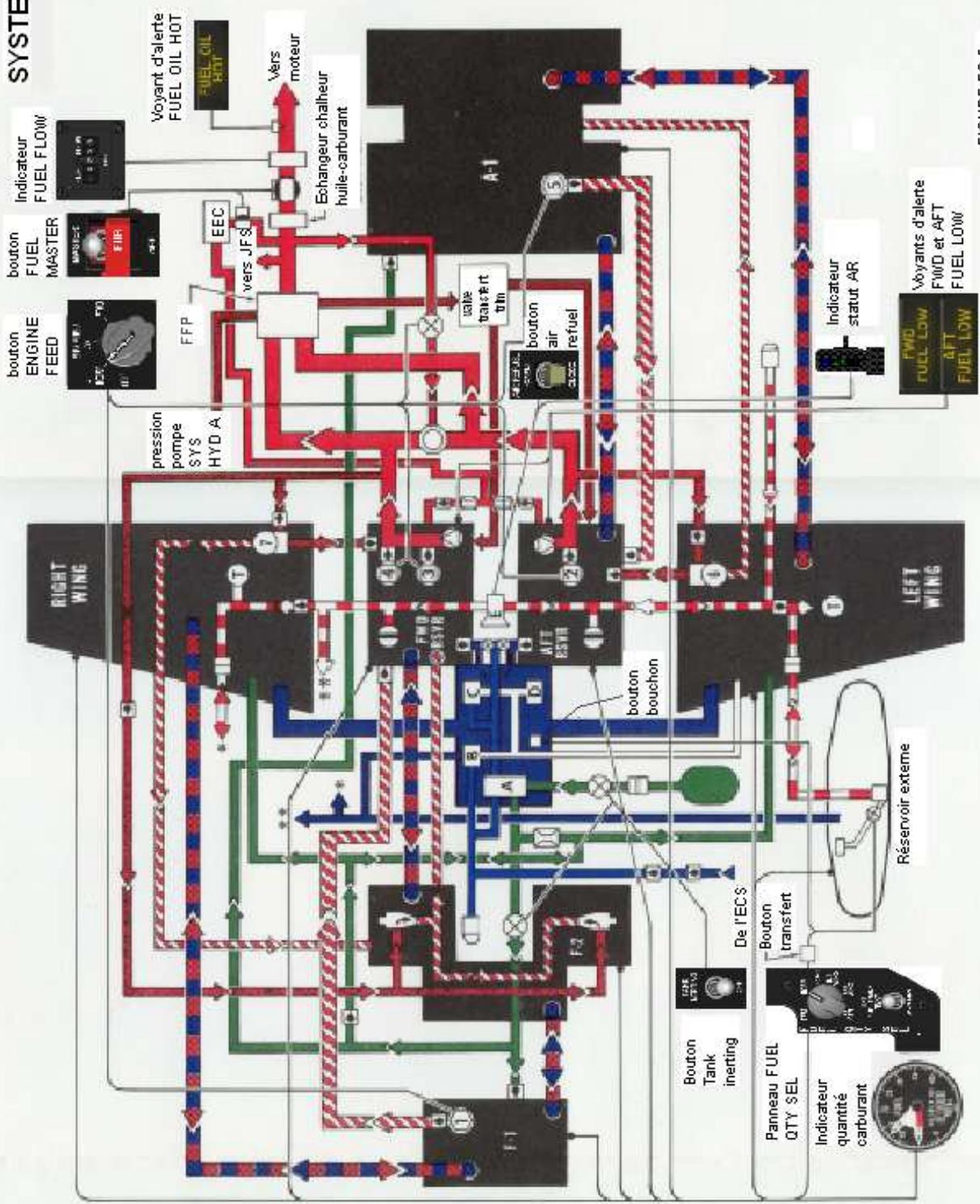


FIGURE FO-5



Système de transfert de carburant

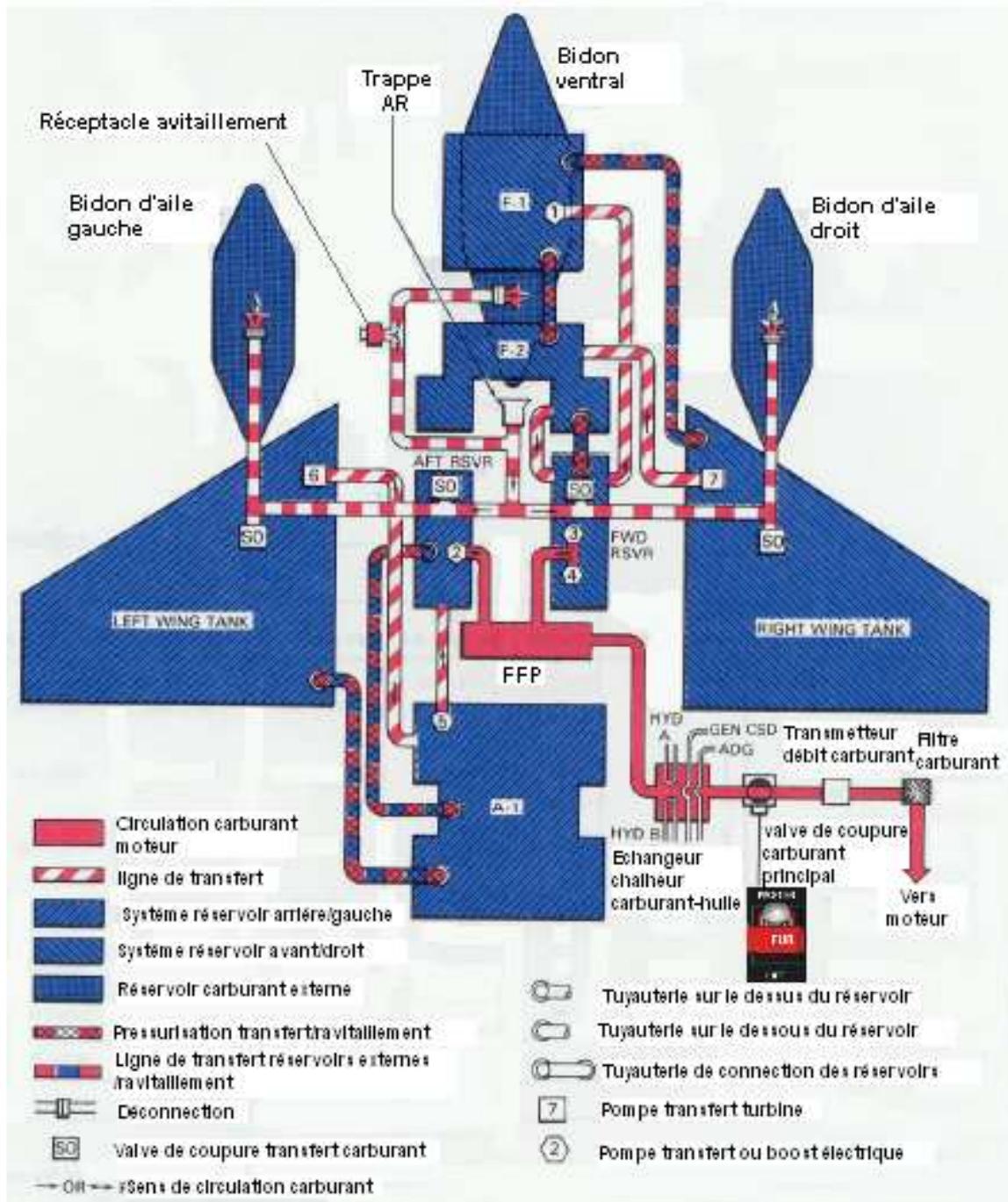


Figure 1-9

Le carburant est transféré par 2 méthodes indépendantes. La méthode primaire fournit une action de siphon dans les conduits afin de connecter les réservoirs. L'action de siphon dépend de l'absence d'air dans le réceptacle de ravitaillement. Des éjecteurs d'air dans chaque réservoir expulsent l'air. En cas de défaillance du système de syphon, la pompe carburant alimentée travaille en continu pour pomper le carburant des réservoirs internes vers les réservoirs. Le système de transfert cure également le réservoir pour minimiser le carburant inutilisable en utilisant des pompes alimentées électriquement et des pompes alimentées par pression des bleed carburant du manifold moteur. Les 2 méthodes fonctionnent simultanément et indépendamment pour transférer le carburant au travers du système.



Le système de transfert est divisé en 2 systèmes réservoirs séparés, l'avant et l'arrière. Le système avant comprend le bidon d'aile droit (si installé), le réservoir interne d'aile droite, le F-1, le F-2 et le réservoir avant. Le système arrière comprend le bidon d'aile gauche (si installé), le réservoir interne d'aile gauche, le A-1 et le réservoir arrière. Si le bidon ventral est installé, il est considéré comme faisant partie des 2 systèmes. Les réservoirs externes d'ailes se vident dans leurs réservoirs d'ailes respectifs.

Le carburant circule des réservoirs internes d'aile vers les réservoirs du fuselage et ensuite des réservoirs avant vers les réservoirs arrières. Le carburant est pompé vers le moteur depuis les réservoirs. Pour maintenir automatiquement le centre de gravité, du carburant est transféré entre les systèmes avant et arrière simultanément.

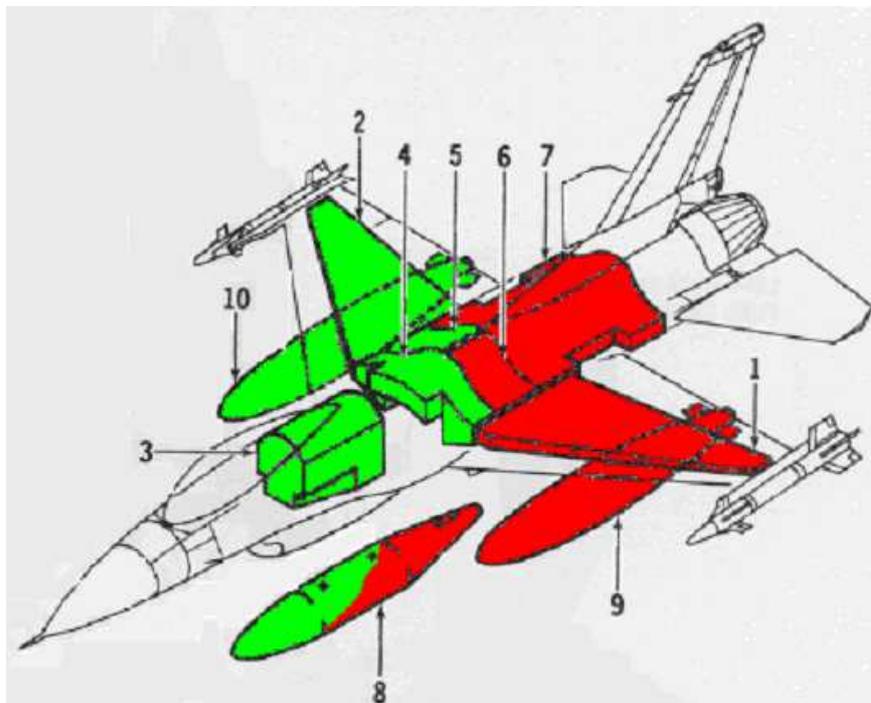
Si des réservoirs externes sont installés, la pressurisation transfère le carburant dans les réservoirs internes d'ailes. Une fois que le réservoir ventral est vide, chaque bidon d'aile se vide dans son réservoir d'aile. La valve de transfert de carburant des réservoirs externes dans chaque réservoir interne d'aile coupe le carburant pour éviter de faire déborder les réservoirs d'aile internes. Si une de ces valves a un dysfonctionnement, un capteur détecte le carburant et coupe tout transfert des réservoirs externes avant que le carburant ne déborde. En plaçant le bouton EXT FUEL TRANS sur WING FIRST, les bidons d'ailes se vident avant le réservoir ventral et le bouton ne peut éviter un débordement si une valve de transfert est défectueuse.

Le système de transfert de carburant avant automatique s'ajoute à la fonction FFP en évitant un glissement non-souhaité du centre de gravité vers l'arrière. Le système fonctionne seulement quand le bouton FUEL QTY SEL est sur NORM et que l'indication de quantité de carburant du fuselage avant total est inférieure à 2800 livres (1500 sur le F-16D). Sur le F-16C, le transfert de carburant avant commence quand la différence à l'avant passe en-dessous de 300 livres et s'arrête quand elle atteint 450 livres. Sur le F-16D, le transfert de carburant avant commence quand la différence à l'arrière dépasse 900 livres et s'arrête quand elle atteint 750 livres. Ce système ne corrigera pas un déséquilibre de carburant avant puisqu'il transfère uniquement le carburant de l'arrière vers l'avant.

Pour une utilisation correcte, le système de transfert de carburant avant automatique dépend d'un fonctionnement correcte du système d'indication de la quantité de carburant. Le carburant est transféré au moyen d'une valve alimentée par l'emergency bus n°2. En cas de perte de l'énergie électrique à la suite d'une défaillance ou en bougeant le bouton FUEL QTY SEL autre que sur sur NORM, le système automatique est désactivé.



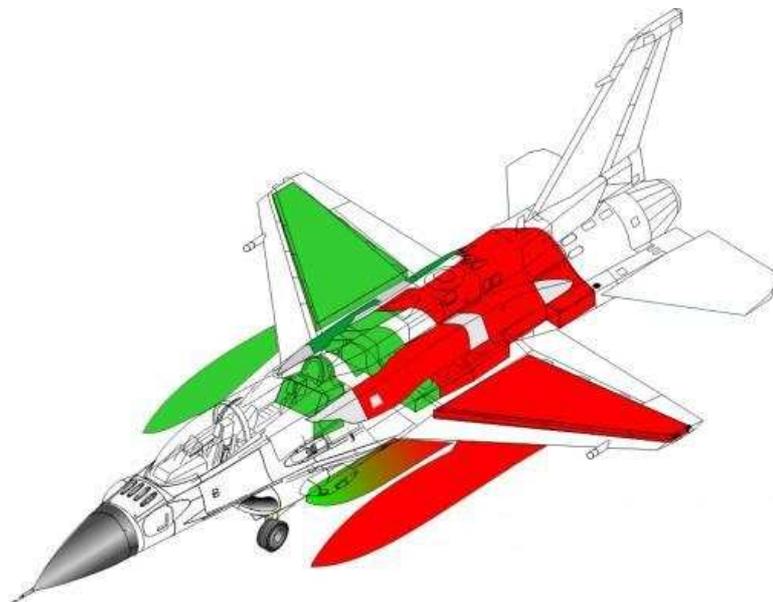
F-16 C



Position du réservoir	Position du bouton FUEL QTY SEL	Aiguille	Quantité carburant
1. Aile gauche interne	INT WING	AL	550 Lbs (+/- 100)
2. Aile droite interne		FR	550 Lbs (+/- 100)
3. Fuselage F-1	NORM	FR	3250 Lbs (+/- 100)
4. Fuselage F-2			
5. Réservoir FWD			
6. Réservoir AFT	NORM	AL	2940 Lbs (+/- 100)
7. Fuselage A-1			
5. Réservoir FWD	RSVR	FR	480 Lbs (+/- 30)
6. Réservoir AFT		AL	480 Lbs (+/- 30)
8. Bidon ventral	EXT CTR	FR	1890 Lbs (+/- 100)
9. Bidons d'aile gauche	EXT WING	AL	2420 Lbs (+/- 100)
10. Bidon d'aile droit		FR	2420 Lbs (+/- 100)
Carburant interne total			7300 Lbs (+/- 300)
Carburant externe total			6730 Lbs (+/- 300)



F-16 D



Position du réservoir	Position du bouton FUEL QTY SEL	Aiguille	Quantité carburant
1. Aile gauche interne	INT WING	AL	550 Lbs (+/- 100)
2. Aile droite interne		FR	550 Lbs (+/- 100)
3. Fuselage F-1	NORM	FR	1890 Lbs (+/- 100)
4. Fuselage F-2			
5. Réservoir FWD			
6. Réservoir AFT	NORM	AL	2940 Lbs (+/- 100)
7. Fuselage A-1			
5. Réservoir FWD	RSVR	FR	480 Lbs (+/- 30)
6. Réservoir AFT		AL	480 Lbs (+/- 30)
8. Bidon ventral	EXT CTR	FR	1890 Lbs (+/- 100)
9. Bidons d'aile gauche	EXT WING	AL	2420 Lbs (+/- 100)
10. Bidon d'aile droit		FR	2420 Lbs (+/- 100)
Carburant interne total			5930 Lbs (+/- 300)
Carburant externe total			6730 Lbs (+/- 300)



Système de pressurisation et de ventilation des réservoirs

Le système de pressurisation et de ventilation des réservoirs fournit un refroidissement à air pressurisé de l'ECS pour forcer le carburant des réservoirs externes à aller dans les réservoirs internes d'ailes et pour alimenter les pompes d'éjection d'air quand le bouton AIR SOURCE est sur NORM ou DUMP. Il évite également au carburant des réservoirs internes de se vaporiser à haute altitude. Une valve de pressurisation et de ventilation des réservoirs externes réduit la pression fournie aux réservoirs externes.

Si la gestion combat (pression réduite) est activée avec le bouton TANK INERTING (figure 1-10), le Halon est mélangé à l'air et la valve de pressurisation et de ventilation des réservoirs internes contrôle la pression.

Si le bouton bouton AIR SOURCE est placé sur OFF ou RAM ou si l'ECS est inopérant, la pressurisation des réservoirs ne sera pas disponible et le carburant externe ne pourra pas être transféré.

Système d'alimentation carburant moteur

Quand le bouton ENG FEED est placé sur NORM (figure 1-10), les pompes des réservoirs avants et arrières pompent le carburant vers le Fuel Flow Proportioner (FFP). Dans le FFP, des pompes jumelées, alimentées par le système hydraulique A, fournissent une quantité égale de carburant de chaque réservoir pour maintenir le centre de gravité. Deux lignes de carburant avec des valves de vérification peuvent passer outre du FFP en cas de défaillance afin que le débit ne soit pas interrompu. Après que le carburant soit passé dans le FFP, une petite quantité de carburant refroidi est dirigée vers l'EEC et renvoyée vers les réservoirs. Le reste du carburant passe à travers un échangeur réchauffeur à huile vers les systèmes hydrauliques A et B, le générateur principal et l'ADG. Ensuite le carburant circule à travers les valves de coupure de carburant électriques qui a un temps de passage de 2-4s et qui est contrôlé par le bouton MASTER FUEL. (Le JFS reçoit le carburant à tout moment quel que soit la position du bouton MASTER FUEL). Après être passé dans la valve de coupure carburant moteur, le carburant passe par le transmetteur de débit carburant (qui gère l'indicateur de débit carburant FF) au moteur. Référez-vous à la figure 1-10 pour le contrôle et l'utilisation du système carburant.

Panneau de gestion carburant

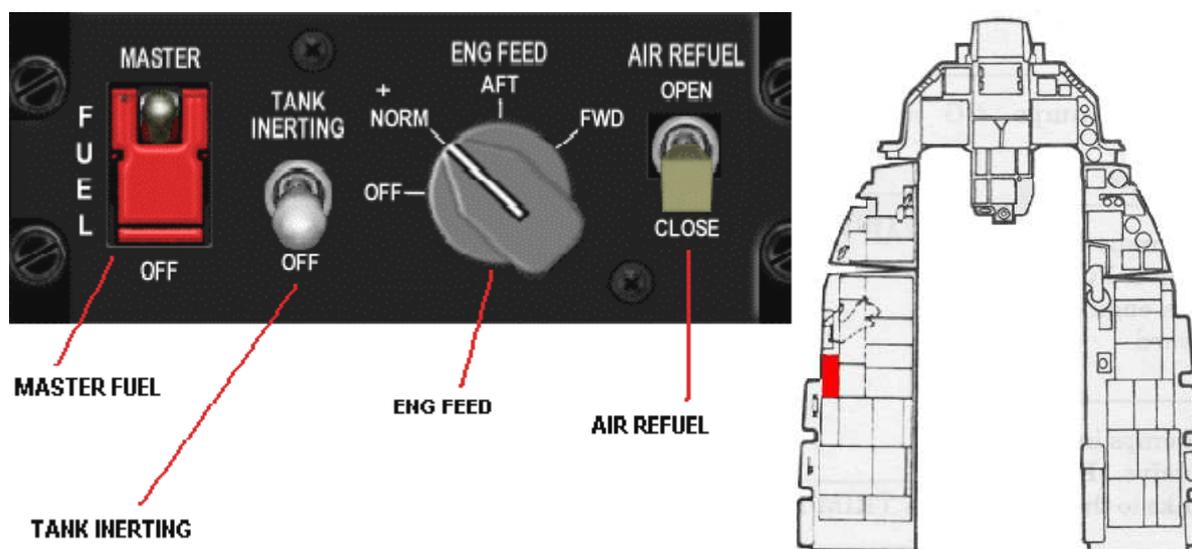


Figure 1-10



CONTROLE	POSITION	FONCTION
1. bouton FUEL MASTER	MASTER (sur garde)	Ouvre la valve de coupure carburant moteur qui ouvre ensuite la valve de coupure carburant de l'EEC.
	OFF	Ferme la valve de coupure carburant moteur qui ferme ensuite la valve de coupure carburant de l'EEC.
2. bouton TANK INERTING	TANK INERTING	Ouvre la valve du réservoir de Halon. Ouvre la valve initiale pendant 20s. Réduit la pressurisation des réservoirs. Permet une circulation continue du Halon dans le réservoir.

3. Bouton ENG FEED	NORM	Alimente toutes les pompes. CG maintenu automatiquement
	AFT	Alimente les pompes des réservoirs arrières et ouvre la valve crossfeed. Le carburant est transféré des réservoirs arrières vers le moteur et les réservoirs avants. Le CG se déplace vers l'avant.
	FWD	Alimente les pompes des réservoirs avants et ouvre la valve crossfeed. Le carburant est transféré des réservoirs avants vers le moteur et les réservoirs arrières. Le CG se déplace vers l'arrière.
	OFF	Coupe toutes les pompes entraînées électriquement. Moteur alimenté par le FFP.



4. Bouton AIR REFUEL	OPEN	Ouvre la trappe coulissante. Place le FLCS en mode Take-off and landing.
		Allume le phare de la trappe. Allume le phare AR et le phare monté sur le fuselage.
		Réduit la pressurisation, dépressurise les réservoirs externes et permet à la valve de chaque réservoir de s'ouvrir quand un bidon ventral est installé et que la pression de ravitaillement est appliquée.
	CLOSE	Inverse les actions d'ouverture.

Système de détection du niveau/quantité de carburant

Le système de détection du niveau/quantité de carburant indique la somme et la localisation du carburant restant. Voir figure 1-11 pour les fonctions de totaliseurs et pointeurs. Le totaliseur montre tout le carburant des réservoirs internes et externes en livres. Les pointeurs AL et FR montrent la quantité de carburant dans les réservoirs sélectionnés avec le bouton FUEL QTY SEL (figure 1-11). Les réservoirs sélectionnés devraient normalement être les réservoirs fuselage (FUEL QTY SEL sur NORM). La différence entre les réservoirs avant et arrière devrait rester essentiellement constante puisque le FFP maintient un débit carburant égal.

Indicateur de quantité de carburant et panneau de sélection

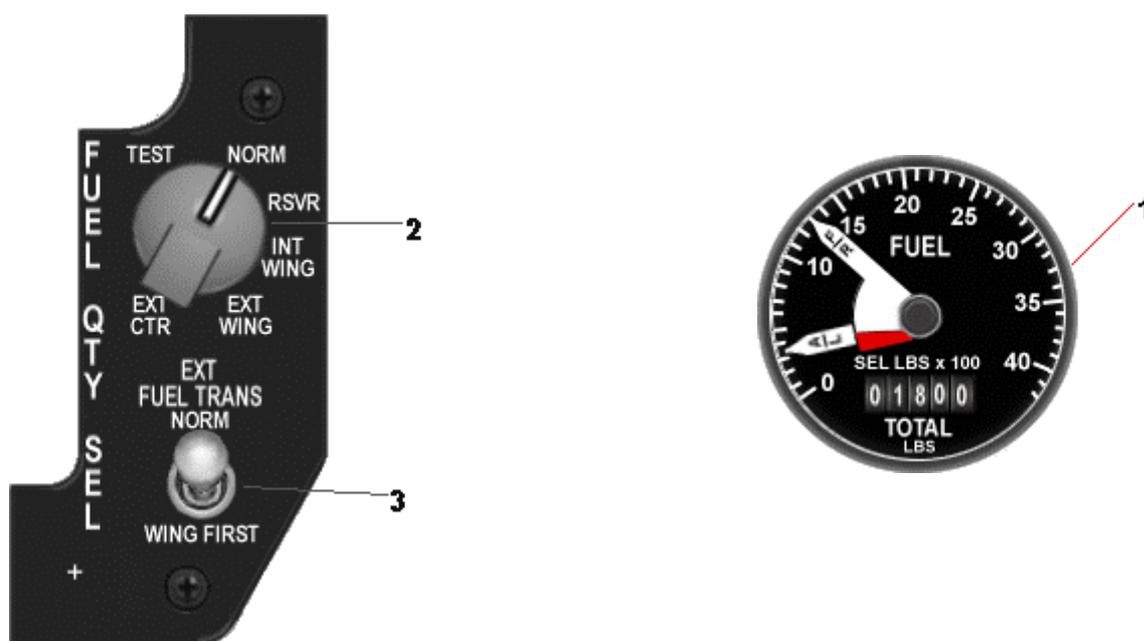


figure 1-11



CONTROLES ET INDICATEURS	POSITION	FONCTIONS
1. Indicateur de quantité carburant	Aiguilles AL et FR	Affichent les quantité de carburant comme déterminé par le bouton FUEL QTY SEL
	Totaliseur	Affiche le carburant total dans tous les réservoirs (fuselage + ailes + externe)
	Portion rouge de l'aiguille AL	Indique l'équilibre entre les réservoirs de fuselage avant et arrière
2. bouton FUEL QTY SEL	TEST	Les aiguilles AL et FR montent à 2000 livres (+/- 100)
		Le totaliseur monte à 6000 livres (+/- 100)
		Les 2 voyants d'alerte FUEL LOW s'allument
	NORM	L'aiguille AL affiche la somme de carburant du réservoir arrière et des réservoirs de fuselage arrière (A-1)
		L'aiguille FR affiche la somme de carburant du réservoir avant et des réservoirs de fuselage avant (F-1, F-2)
		Permet le transfert automatique de carburant vers l'avant.
	RSVR	Les aiguilles AL/FR affichent le carburant dans les réservoirs avant et arrières.
	INT WING	Les aiguilles AL/FR affichent le carburant dans les réservoirs internes d'ailes.
	EXT WING	Les aiguilles AL/FR affichent le carburant dans les bidons d'ailes.
	EXT CTR	L'aiguille AL passe à zéro
L'aiguille FR affiche le carburant du bidon ventral		



3. bouton EXT FUEL TRANS	NORM	Le bidon ventral est transféré en premier puis ensuite les bidons d'ailes
	WING FIRST	Les bidons d'ailes sont transférés en premier puis ensuite le bidon ventral

Sur le F-16C, généralement, la quantité de carburant du réservoir avant est de 0 à 600 livres plus importante que dans le réservoir arrière.

Sur le F-16D, généralement, la quantité du réservoir arrière est de 700 à 1350 livres plus importante que dans le réservoir avant. Si cette limite est dépassée, une portion rouge de l'aiguille AL devient visible. La distribution de carburant peut être corrigée en tournant le bouton ENG FEED sur FWD ou AFT jusqu'à ce que l'équilibre soit rétabli. Voir EQUILIBRE CARBURANT, Section III. Des indications incorrectes peuvent survenir pendant ou immédiatement après des manœuvres en vol.

Voyant d'alerte FUEL LOW

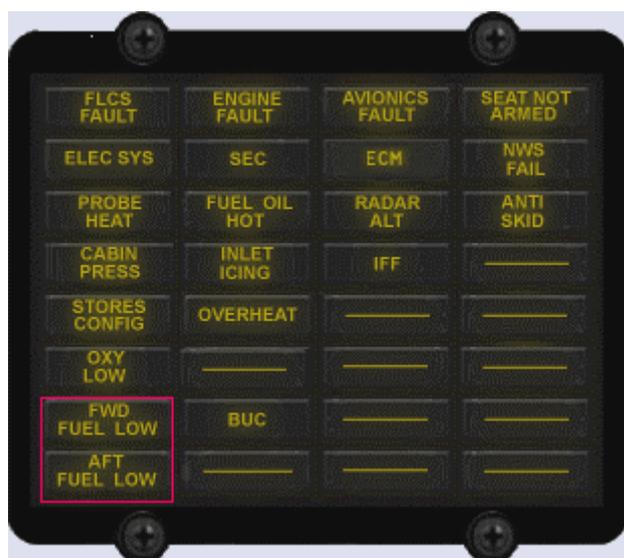


Figure FO-15

Les voyants FUEL LOW (figure FO-15) indiquent une faible quantité de carburant dans les réservoirs. Ces voyants sont indépendants du système d'indication de quantité carburant. Le voyant FWD FUEL LOW s'allume quand la contenance du réservoir avant passe en-dessous de 400 livres (250 sur le F-16D). Le voyant AFT FUEL LOW s'allume quand la contenance du réservoir arrière passe en-dessous de 250 livres (400 sur le F-16D). Les voyants FUEL LOW sont alimentés par le bus emergency dc n°1.

Indication Bingo/Fuel low HUD

En plus des voyants d'alerte FUEL LOW, une situation de faible carburant peut être indiquée par le mot « FUEL » sur le HUD en conjonction avec le mode Home du FCC ou la valeur bingo précédemment entrée.



Voyant d'alerte FUEL HOT



Figure FO-15

Quand la température du carburant au moteur devient excessive, une cavité de la pompe à carburant peut se produire et le voyant d'alerte FUEL HOT s'allume (figure FO-15).

Système de suppression d'explosion des réservoirs

Le système de suppression d'explosion des réservoirs élimine les vapeurs de kérozène à l'intérieur des réservoirs et est destiné à fonctionner uniquement en combat et en cas d'urgence. Le système est contrôlé par le bouton TANK INERTING sur le panneau de contrôle carburant. Le système utilise le Halon comme agent isolant qui évite toute combustion quand mélangé à l'air. Le réservoir de Halon a un chauffeur, contrôlé par un bouton thermostatique qui assure une pression d'utilisation suffisante. Le bouton RMLG WOW évite l'utilisation du chauffeur quand l'avion est au sol.

Quand le système est activé, une valve sur le réservoir de Halon est ouverte et le système de pressurisation et de ventilation du réservoir de carburant est placé en position de pression faible. A chaque activation du bouton TANK INERTING, le Halon est envoyé dans le F-1, le A-1 et les réservoirs internes d'ailerons pendant 20s pour une isolation initiale.

Ensuite, un petit débit continu de Halon est mélangé avec l'air pressurisé afin de maintenir la situation d'isolation. Le petit débit continue jusqu'à ce que le système soit arrêté ou que le bouton MAIN PWR soit mis sur OFF.

Du fait de la quantité de Halon limitée, le système devrait être activé juste avant d'entrer dans la zone de combat mais avant que la moitié du carburant n'ait été consommé. Le système de suppression d'explosion des réservoirs ne protège pas les réservoirs extérieurs.



SYSTEME DE RAVITAILLEMENT

Avitaillement (au sol)



Tous les réservoirs internes et externes peuvent être pressurisés à partir d'un unique réceptacle d'avitaillement situé sur la partie inférieure gauche du fuselage juste à l'avant du bord de fuite de l'aile. L'énergie électrique n'est pas nécessaire pour avitailler l'avion si la quantité de carburant n'a pas besoin d'être surveillée. Stopper l'avitaillement avec les réservoirs partiellement pleins peut entraîner un déséquilibre. Quand un chargement partiel en carburant est requis, la distribution de carburant devrait être corrigée avant de voler par une utilisation sélective des pompes de transfert contrôlées par le bouton ENG FEED.



Système de ravitaillement en vol (AR)



Le système AR comprend un réceptacle actionné hydrauliquement et une trappe coulissante, un amplificateur de signal et les indicateurs et contrôles associés. Le système hydraulique B fournit la pression pour l'utilisation de la trappe et le mécanisme de verrouillage. Le réceptacle est situé sur le dessus du fuselage derrière la verrière. Quand la trappe est ouverte, un mécanisme rétracte la trappe à l'intérieur du fuselage, laissant découvrir le réceptacle.

Quand le bouton AIR REFUEL est placé sur OPEN, les réservoirs externes sont dépressurisés, le carburant externe ne sera pas transféré et le FLCS est placé en mode décollage/atterrissage.

Quand elle est fermée, la trappe est noyée dans le fuselage. Le réceptacle de ravitaillement en vol est équipé de 4 feux, 2 de chaque côté. Un phare AR est situé juste derrière la verrière. Un feu sur le bord d'attaque de la dérive éclaire la zone du réceptacle et la partie supérieure du fuselage.

Lors du ravitaillement en vol, la perche de ravitaillement entre dans le réceptacle et est automatiquement verrouillée en place par un mécanisme hydraulique. Le bouton HOT MIC permet des communications interphoniques avec le boomer sur les ravitailleurs compatibles au travers de la perche. Lorsque la dernière valve de coupure carburant se ferme, un bouton pression génère un signal pour déverrouiller la perche du réceptacle. Un signal de déconnexion peut être initié manuellement à tout moment pendant le ravitaillement par le receveur ou l'opérateur de la perche.

Une ventilation carburant peut se produire pendant le ravitaillement, particulièrement quand l'avion est configuré avec des réservoirs externes. Après que la trappe soit fermée, confirmez la quantité de carburant à la fin du ravitaillement. Terminer le ravitaillement partiellement peut entraîner un déséquilibre. Lorsqu'un chargement partiel est requis, la distribution carburant doit être surveillée et corrigée si nécessaire en utilisant le bouton ENG FEED.



Bouton NOSEWHEEL STEERING/AIR REFUEL DISCONNECT/MISSILE STEP

L'indicateur de statut AR (figure FO-16), situé sur le coté droit du HUD, comprend 3 voyants.



Figure FO-16

- RDY – S'allume en bleu quand la trappe de ravitaillement en vol est ouverte et que le système est prêt.
- AR/NWS – S'allume en vert quand la perche est verrouillée en place.
- DISC – S'allume en ambre quand une déconnection survient. Après la déconnection, le système se recyclera automatiquement et le voyant RDY s'allumera après un délai de 30s.

Un levier pour diminuer les 3 voyants est situé sur la partie droite du panneau.



SYSTEME DE CONTROLE DE L'ENVIRONNEMENT



SYSTEME DE CONTROLE DE L'ENVIRONNEMENT (ECS)

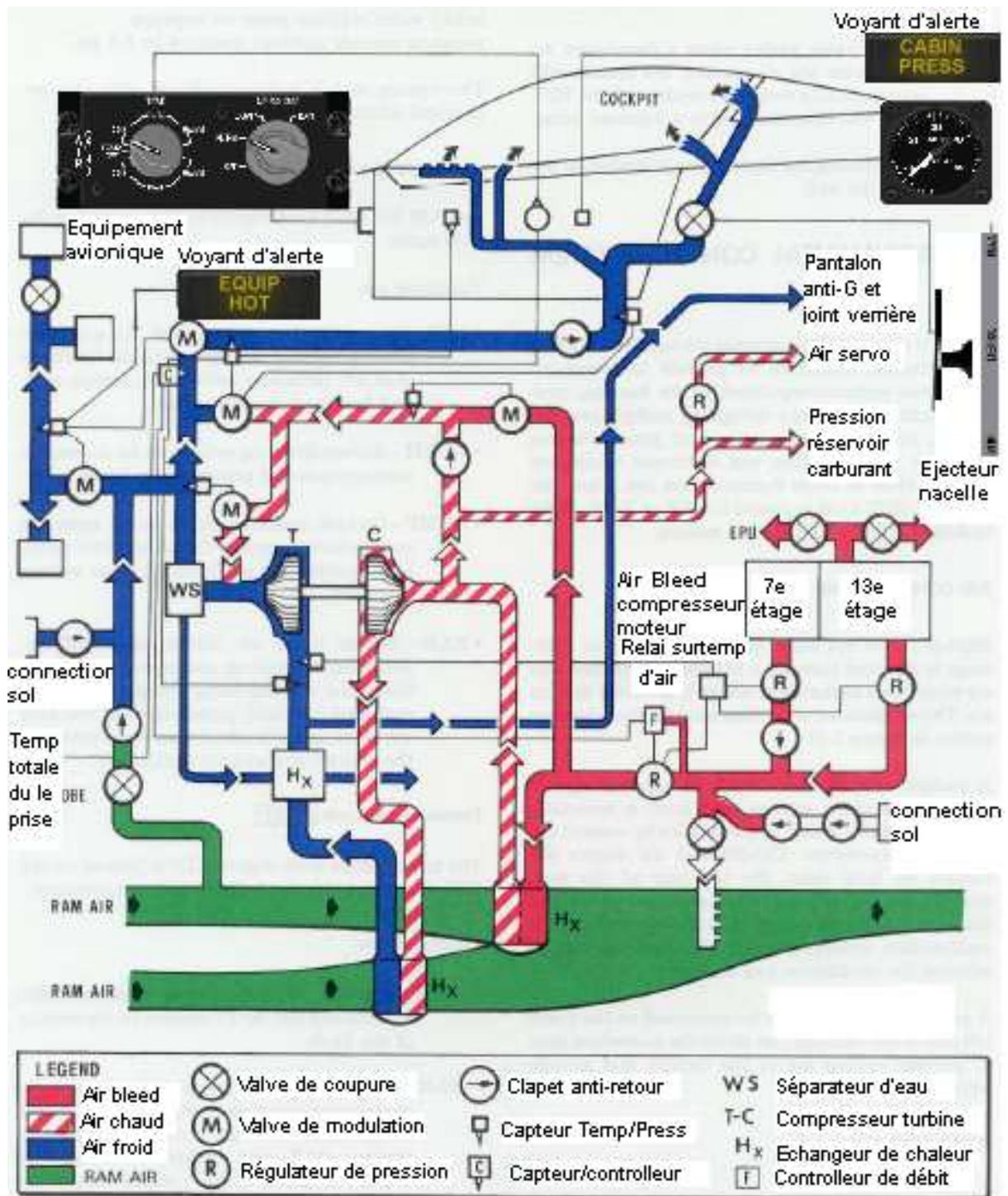


Figure 1-12

L'ECS (figure 1-12) combine les fonctions de pressurisation et d'air conditionné pour fournir une température contrôlée, de l'air sous pression régulé pour le chauffage, le refroidissement, le désembuage verrière, la pressurisation cockpit, le boudin verrière, la pressurisation du pantalon anti-G, la pressurisation des réservoirs carburant et le refroidissement des équipements électroniques. La plupart de ces fonctions sont perdues quand l'AIR SOURCE est placé sur OFF ou sur RAM. Voir le bouton AIR SOURCE dans cette section.



AIR CONDITIONNE



De l'air chaud sous haute pression des bleed du 7^e ou 13^e étage est dirigé au travers du compresseur turbine et des échangeurs de chaleur là où il est refroidi par air RAM. L'air conditionné est ensuite utilisé pour les fonctions décrites en figure 1-12.

Un contrôleur de température cockpit reçoit des signaux des capteurs de température et du panneau de contrôle manuel pour contrôler automatiquement la température cockpit. L'air conditionné entre dans le cockpit de 2 cotés, à l'arrière du siège, par la ventilation du tableau de bord et par le désembueur verrière. Dans l'éventualité d'un dysfonctionnement de l'ECS, l'utilisation du RAM air d'urgence peut être sélectionnée pour la ventilation et le refroidissement.

Un chariot de refroidissement au sol peut être connecté sur le côté en bas à gauche du fuselage juste au-dessus de la zone du train avant pour fournir un refroidissement par air du cockpit et de l'équipement avionique.



PRESSURISATION



De l'air pressurisé est fourni par le système de pressurisation pour le contrôle et l'utilisation de certains équipements de l'ECS, le boudin verrière, le pantalon anti-G, les réservoirs de carburant et le radar. La pression dans le cockpit est contrôlée automatiquement en fonction de la programmation illustrée en figure 1-12. Une valve de sécurité de pressurisation cabine libère de la pression chaque fois que la pression cockpit excède la pression ambiante de 5.4 psi.

Le boudin verrière est gonflé/dégonflé avec le mécanisme de verrouillage/déverrouillage de la verrière.

Bouton AIR SOURCE



AIR SOURCE

Figure 1-14a

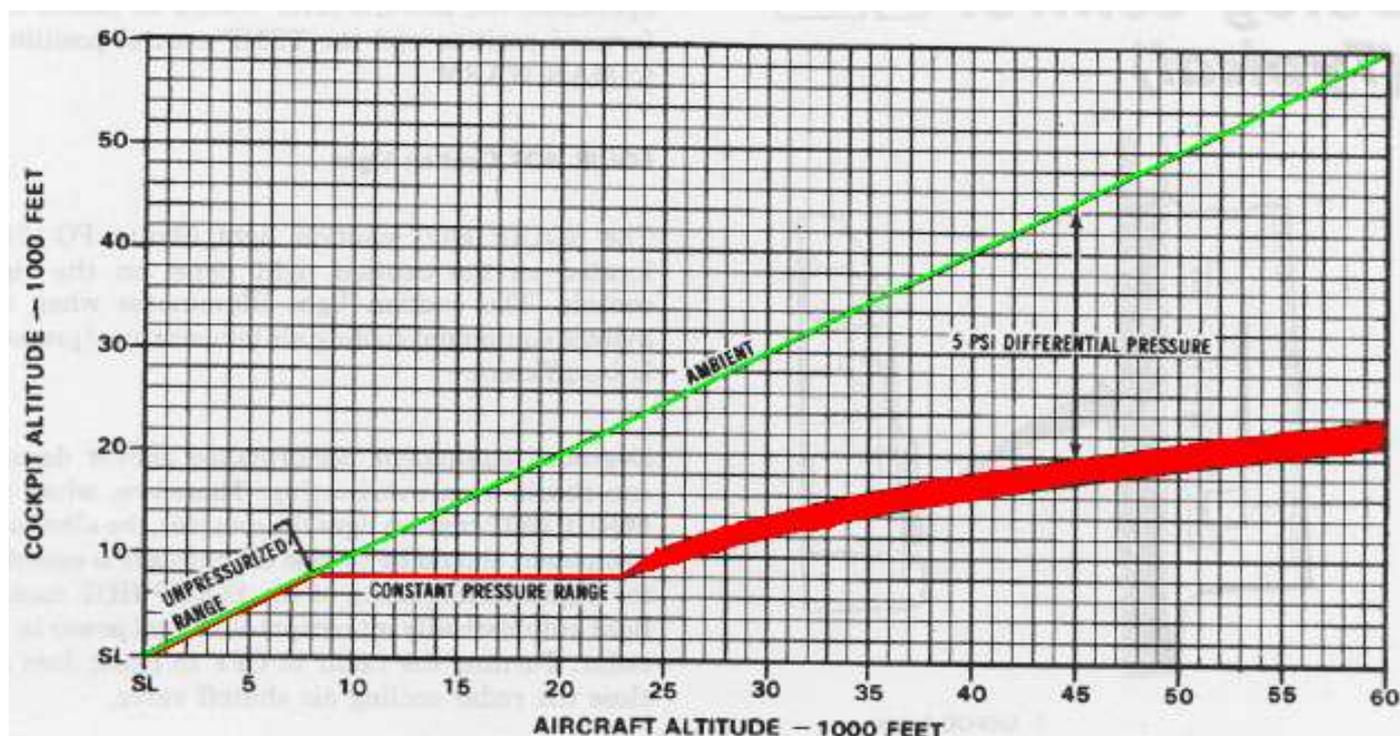


Le bouton AIR SOURCE est situé sur le panneau ECS (Figure 1-14a).

Les fonctions sont :

- OFF – Les valves bleed air moteur sont fermées. Toutes les fonctions d'air conditionné, de refroidissement et de pressurisation sont coupées, y compris le pantalon anti-G, le boudin verrière et la pressurisation des réservoirs carburant.
- NORM – Le système d'air conditionné est sélectionné pour une régulation automatique de la pressurisation et de la température.
- DUMP – La valve de décharge de pressurisation cockpit s'ouvre pour la pression de l'atmosphère. L'air conditionné ventile le cockpit et assure toutes les autres fonctions du système.
- RAM – Les valves bleed air moteur se ferment. Toutes les fonctions d'air conditionnée, de refroidissement et de pressurisation sont coupées, y compris le pantalon anti-G, le boudin verrière et la pressurisation des réservoirs carburant. La valve RAM air s'ouvre pour permettre la ventilation du cockpit et de l'équipement avionique.

Schéma de pressurisation cockpit





Bouton Température

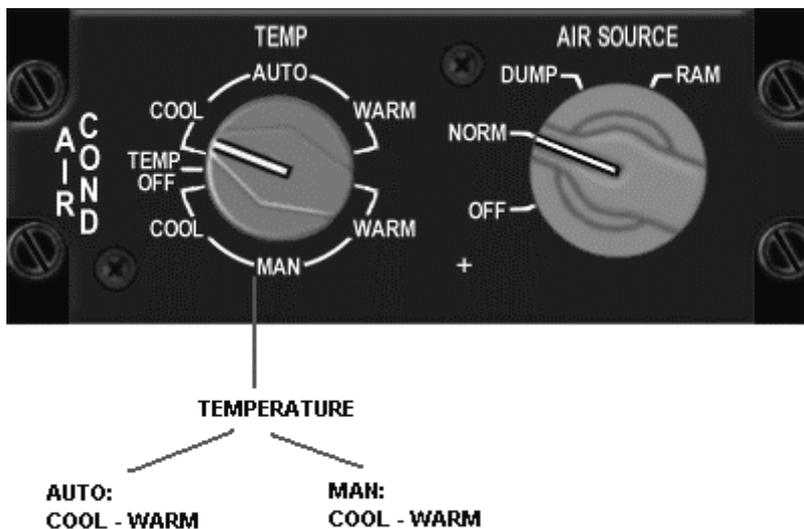


Figure 1-14b

Le bouton de température (figure 1-14b) est situé sur le panneau ECS et contrôle uniquement la température cockpit.

Les fonctions sont :

- **AUTO** – La température cockpit est automatiquement maintenue (50°-80°F) en fonction du réglage du bouton.
- **MAN** – Le contrôle de la température entraîne la valve de modulation d'air à une position sélectionnée. La température cockpit variera en fonction de la position de la manette des gaz, de l'OAT et la charge de chauffage cockpit. Si **WARM** est sélectionné, la température de l'air fourni au cockpit peut excéder la limite maximale permmissible de 177°F. Ceci entraîne l'ouverture et la fermeture cyclique de la valve d'air chaud. Ceci est normal et peut être stoppé en sélectionnant un réglage plus froid.
- **TEMP OFF** – Le mixage d'air chaud est coupé. Seul de l'air à environ 35°F est délivré au cockpit.

Par conditions de températures extrêmes, les performances du système au sol peuvent être améliorées en avançant la manette des gaz à 1/3 % au-dessus de IDLE. Une utilisation avec le radar sur OFF améliore le refroidissement cockpit et l'utilisation avec le radar sur STBY améliore le chauffage du cockpit.

Levier DEFOG



Figure 1-15



Le levier de désembuage DEFOG (figure 1-15) est situé tout à l'arrière de la console de gauche. Le levier contrôle mécaniquement une valve à volet sur la ligne d'acheminement d'air cockpit.

Les fonctions sont :

- MIN – Une circulation d'air minimale est dirigée sur les zones de la verrière et une ventilation d'air entre les jambes ; une circulation d'air maximale sur les sorties à l'arrière du siège.
- MAX – La majeure partie de l'air fourni au cockpit est dévié vers l'avant de la verrière pour désembuer et de l'air ventilé est acheminé entre les jambes. La ventilation d'air peut être manuellement fermée pour améliorer l'action de désembuage. Lorsque le levier est poussé complètement vers l'avant et avec le bouton température sur AUTO, le levier active un bouton qui fait passer le contrôle de fourniture d'air sur plein chaud. Le fourniture d'air chaud s'arrête automatiquement 3 mn après activation. Le levier peut être réactivé pour renouveler l'air chaud pour une période de 3 mn.

Par conditions d'extrême humidité ou après un démarrage moteur, de la buée peut se former sur les sorties d'air cockpit puisque l'air froid se mélange avec l'atmosphère cockpit sèche. Cette situation peut être éliminée en sélectionnant MAN et en mettant sur WARM jusqu'à ce que la buée arrête de se former. En vol, lors d'une utilisation AUTO, la méthode la plus rapide pour éliminer la buée des sorties d'air est de sélectionner la position MAX sur le levier DEFOG. De la buée peut se former à l'intérieur de la verrière résultant de la condensation sur les surfaces froides. Pour chauffer les surfaces de la verrière au-dessus du point de rosée et permettre à l'air d'être moins saturé lors d'une utilisation par temps froid, le levier DEFOG doit être placé en position avant et le bouton TEMP sur MAN WARM.

Altimètre pression cockpit



L'altimètre pression cockpit est situé sur la console auxiliaire droite et est mentionné comme CABIN PRESS ALT.



Voyant d'alerte CABIN PRESS



Le voyant d'alerte CABIN PRESS est situé sur le panneau d'alerte. Le voyant s'allume quand l'altitude pression cockpit est supérieure à 27 000 ft.

Système ANTI-G



Le connecteur du pantalon anti-G et le bouton TEST sont situés complètement à l'arrière sur la console gauche. L'ECS délivre de l'air bleed frais au pantalon anti-G. Le débit d'air est proportionnel aux G encaissés. Si une coupure de l'ECS survient, la protection du pantalon anti-G n'est plus disponible.

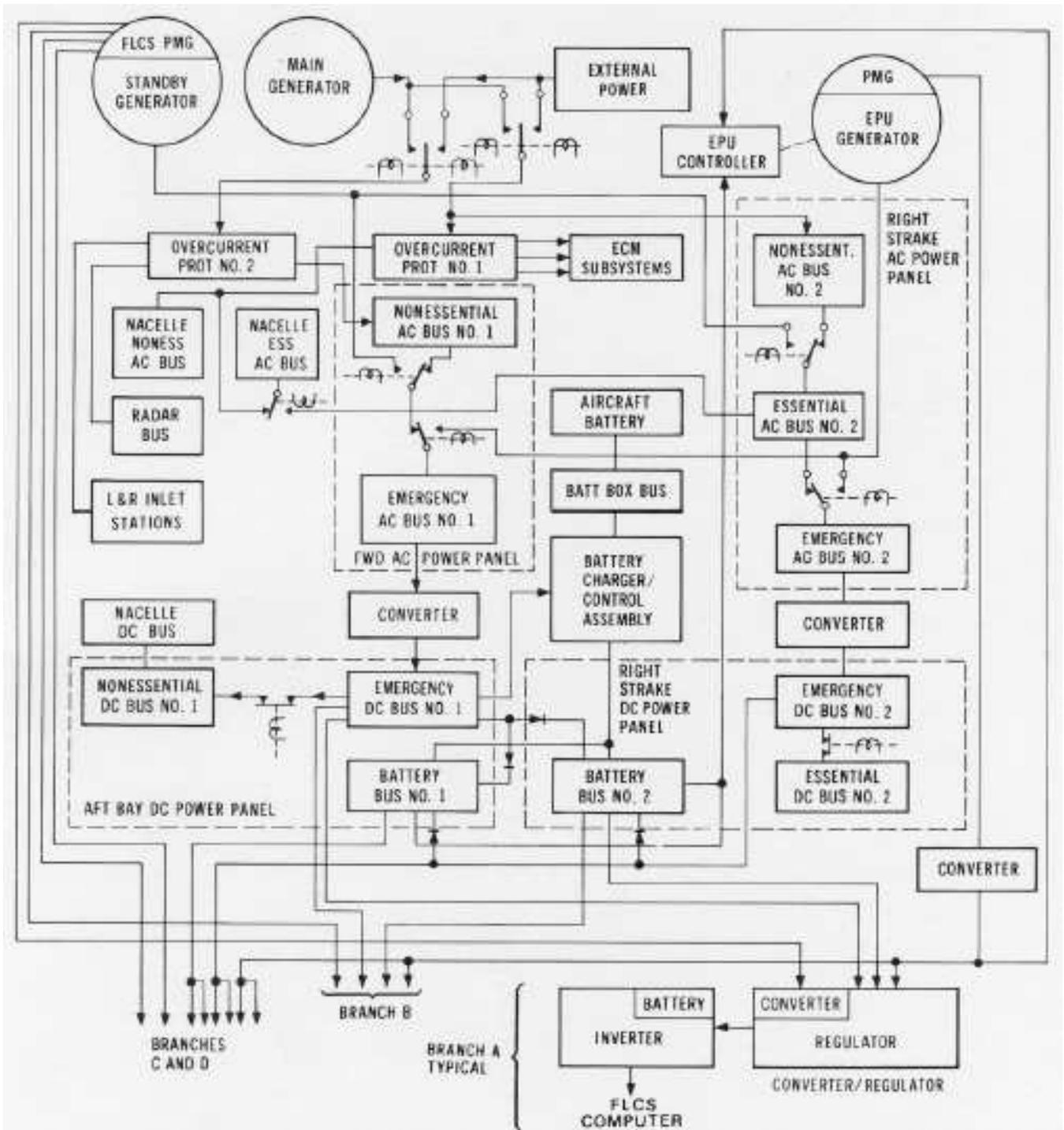
Le système peut être manuellement testé en appuyant sur le bouton TEST de l'anti-G pour gonfler le pantalon. Le système comprend une valve d'échappement de pression automatique.



SYSTEME ÉLECTRIQUE



SYSTEME ELECTRIQUE



Le système électrique comprend un système de courant alternatif ac, un système de courant alternatif ac de secours, un système de courant alternatif ac d'urgence, un système de courant linéaire dc, une alimentation FLCS et des provisions pour une source de courant alternatif externe. Voir les figures 1-16 et 1-17 pour la distribution de l'énergie électrique.



Système AC POWER

Le courant électrique est normalement fourni par un générateur principal de 60 kva situé sur l'ADG (figure 1-5). Le générateur principal fournit l'énergie pour les bus non-essentiels, essentiels et emergency ac. Les bus emergency ac alimentent les bus dc au-travers de convertisseurs ac-dc.

Système STANDBY AC POWER

Le système standby ac power comprend l'essentiel et le bus emergency ac et est alimenté (si le générateur principal est coupé) par un générateur de 10 kva (figure 1-5) qui est entraîné par l'ADG. Le générateur de secours dispose d'énergie tant que l'ADG tourne et est relié quand le générateur principal ne délivre pas d'énergie, du moment que le bouton MAIN PWR est sur MAIN PWR. Le générateur de secours a un FLCS PMG qui alimente en énergie les 4 chaînes FLCS. Voir L'alimentation FLCS, dans cette section, pour de plus amples renseignements sur le FLCS PMG.

Système EMERGENCY AC POWER

Si les générateurs principal et de secours sont défaillants, l'emergency ac power est alimenté automatiquement par un générateur de 5 kva (générateur EPU) entraîné par l'EPU. Le système fournit l'énergie aux bus emergency ac. Le générateur EPU a un PMG qui alimente en courant linéaire dc via un convertisseur ac-dc les 4 chaînes FLCS. Voir l'EMERGENCY POWER UNIT, dans cette section, pour de plus amples informations sur l'EPU.

Système DC POWER

Le courant linéaire dc est fourni par 2 bus emergency dc et la batterie de l'avion. Avec le générateur principal en marche, le bus emergency dc n°1 alimente le bus non-essentiel dc n°1. Avec le générateur principal ou de secours en marche, le bus emergency n°2 alimente le bus essentiel dc n°2. Quand les bus emergency dc sont connectés, ils alimentent les bus batterie puis la batterie avion est déconnectée et chargée par un chargeur qui reçoit l'énergie du bus emergency dc n°1. Si les générateurs principal, de secours et EPU sont défaillants, aucun bus dc n'est alimenté et la batterie avion fournit l'énergie aux bus batterie qui sont disponibles pour l'alimentation du FLCS (si besoin).



Alimentation du FLCS

L'alimentation primaire du FLCS inclut un FLCS PMG dédié, 2 régulateurs convertisseurs à double canaux et 4 inverseurs.

Les sources d'énergie FLCS disponibles sont le FLCS PMG, le générateur principal, le générateur de secours, le générateur EPU, l'EPU PMG, la batterie avion et les batteries FLCS.

Le FLCS PMG est la source d'alimentation primaire du FLCS lors d'une utilisation normale. Le FLCS PMG fait partie intégrante du générateur de secours et génère l'énergie du moment que l'ADG tourne. Le PMG a 4 sorties, une pour chaque branche du FLCS et génère suffisamment de puissance pour faire fonctionner le FLCS à rpm 40% ou plus.

Deux convertisseurs/régulateurs, disposant de 2 canaux chacun, fournissent un canal séparé pour les 2 inverseurs. Les 2 convertisseurs/régulateurs reçoivent l'énergie du FLCS PMG et, si l'APU est en marche, de l'EPU PMG. Le convertisseur/régulateur des branches A et B reçoit également l'énergie du bus emergency dc n°1 et du bus batterie n°2, et le convertisseur/régulateur des branches C et D reçoit également l'énergie du bus emergency n°2 et du bus batterie n° 1. Chaque canal de convertisseur/régulateur sélectionne la source d'énergie qui a le plus haut voltage, convertit le courant alternatif ac du FLCS PMG en courant linéaire dc et fournit du courant linéaire dc aux inverseurs respectifs. Les tensions en sortie du convertisseur/régulateur sont réglées pour éviter un survoltage des inverseurs FLCS.

Chaque inverseur transforme ensuite le courant dc en courant ac pour le FLCS. Si la tension en sortie du convertisseur/régulateur est inférieure à la tension de la batterie FLCS, la batterie FLCS alimentera les chaînes FLCS jusqu'à ce que la différence soit résorbée ou que la batterie soit vide. Les convertisseurs/régulateurs fournissent également des indications de pannes pour l'affichage sur le panneau de contrôle électrique et fournit des indications de test sur le panneau des boutons test.

La fonction primaire des batteries FLCS est de fournir temporairement de l'énergie en urgence au FLCS ; Les batteries ne sont pas censées être une source d'alimentation d'urgence continue. Les batteries FLCS sont continuellement chargées par l'énergie des convertisseurs/régulateurs quand le bouton MAIN PWR est sur BATT ou MAIN PWR. Quand le bouton MAIN PWR est sur OFF, un circuit de charge à fil maintient la charge de la batterie FLCS avec l'énergie de la batterie avion.

Système d'énergie externe

Le système d'énergie externe comprend un réceptacle externe standard et un écran de visualisation. L'écran de visualisation permet à l'énergie externe d'être connectée aux bus de l'avion si la phase, le voltage et la fréquence sont corrects. Quand connectée, l'énergie externe fournit la même puissance que le générateur principal.

Unités de protection de surcharge

Les 8 unités de protection de surcharge fonctionnent de manière similaire à un disjoncteur conventionnel pour protéger le circuit des surcharges. Les unités protègent les divers bus électriques et stations d'emport. Le bouton ELEC CAUTION RESET sur le panneau de contrôle électrique peut remettre à zéro une unité de protection de bus ac qui a décrochée.



INDICATEURS ET CONTROLES DU SYSTEME ELECTRIQUE

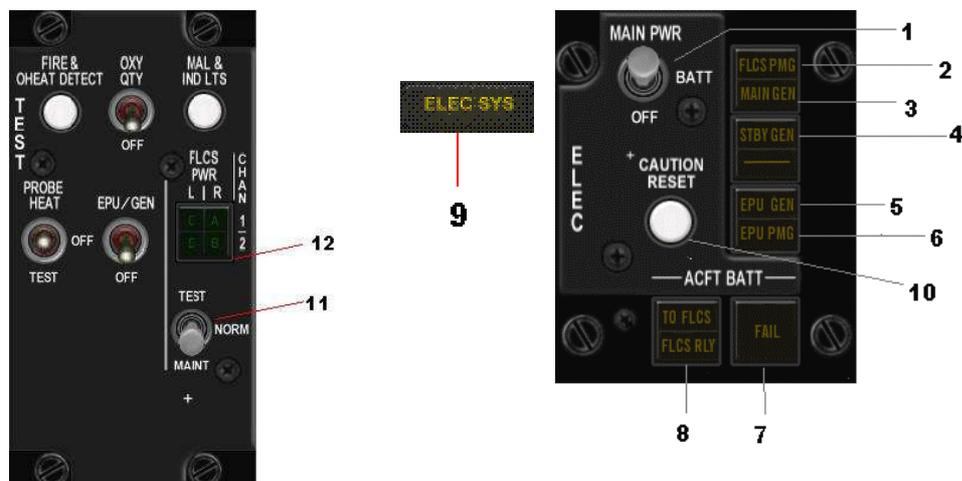


Figure 1-15

Indicateur/contrôle	Position/indication	Fonction
1. Bouton MAIN PWR	MAIN PWR	Connecte le groupe externe ou le générateur principal au système électrique et initialise le générateur de secours. Détermine la fonction du bouton FLCS PWR TEST. Si du courant alternatif ac n'est pas disponible, il connecte la batterie avion aux bus batterie.
	BATT	Connecte la batterie avion aux bus batterie, déconnecte le générateur principal ou le groupe externe, remet à zéro le générateur principal, désactive le générateur de secours et détermine la fonction du bouton FLCS PWR TEST.
	OFF	En vol – Déconnecte le générateur principal du système électrique et désactive le générateur de secours. Au sol – Déconnecte le générateur principal ou le groupe externe du système électrique et désactive le générateur de secours. Déconnecte la batterie avion des bus avions. L'utilisation de la verrière et du chargeur de la batterie FLCS sont disponibles après la coupure moteur.



2. Voyant FLCS PMG	FLCS PMG	En vol – Le FLCS PMG n'alimente aucune chaine du FLCS
		Au sol – l'énergie FLCS PMG n'est pas disponible pour les chaines FLCS. Le voyant est retardé de 60s après le NLG WOW initial.
3. Voyant MAIN GEN	MAIN GEN	Indique que le groupe externe ou le générateur principal n'est pas connecté à 1 ou aux 2 bus ac non-essentiels.
4. Voyant STBY GEN	STBY GEN	Indique que l'énergie du générateur de secours n'est pas disponible.
5. Voyant EPU GEN	EPU GEN	Indique que l'EPU a été commandé sur marche mais que le générateur EPU ne fournit pas d'énergie aux 2 bus ac essentiels. Le voyant ne marchera pas avec le bouton EPU sur OFF (WOW) et le moteur tournant.
6. Voyant EPU PMG	EPU PMG	Indique que l'EPU a été commandé sur marche mais que l'énergie de l'EPU PMG n'est pas disponible pour toutes les chaines FLCS.
7. Voyants FLCS BATT	A, B, C et D	Indique que la batterie FLCS se décharge sur les chaines FLCS indiquées.
8. Voyant ACFT BATT	TO FLCS	En vol – Indique que le bus batterie fournit de l'énergie à 1 ou plusieurs chaines FLCS que le voltage est de 25V ou moins.
		Au sol – Indique que le bus batterie fournit de l'énergie à 1 ou plusieurs chaines FLCS.
	FAIL	En vol – Indique un disfonctionnement de la batterie avion (20V ou moins).
		Au sol – Indique une défaillance de la batterie avion, un déséquilibre de tension entre les cellules ou une situation de surchauffe. Le voyant est retardé de 60s après le MLG WOW.



9. Voyant ELEC SYS	ELEC SYS	S'allume en conjugaison avec l'un des voyants ci-dessus. S'allume également si une ou plusieurs batteries FLCS n'est pas connectée quand le générateur principal est en marche.		
10. Bouton ELEC CAUTION RESET	Pressé	Met à zéro le voyant ELEC SYS et annule le voyant MASTER CAUTION pour de futures indications. Remet à zéro les générateurs principal et de secours. Remet à zéro une unité de protection de surcharge pour le bus ac non-essentiel et le bus nacelle ac.		
11. Bouton FLCS PWR TEST	TEST	Quand le bouton MAIN PWR est sur :		
		MAIN PWR	BATT	
		Teste la sortie de l'inverseur FLCS	Teste les batteries au sol.	
	NORM	Position normale. Teste la disponibilité de l'EPU PMG lors d'un test EPU/GEN au sol.	Teste l'énergie FLCS de la batterie avion.	
	MAINT	Pour une utilisation en maintenance au sol. Inopérant en vol.		
12. Voyant FLCS PWR	A, B, C et D	S'allume pour indiquer que la sortie de l'inverseur FLCS est correcte lors des tests d'énergie FLCS.		

Utilisation normale

Avant le démarrage moteur, le bouton MAIN PWR est placé sur BATT afin de vérifier la batterie avion et les batteries FLCS. Les voyants ELEC SYS, FLCS PMG, MAIN GEN et STBY GEN s'allument. De plus, le voyant ACFT BATT TO FLCS s'allume pour indiquer que la batterie avion alimente le FLCS et les voyants FLCS PWR s'allument pour indiquer que les sorties FLCS sont bonnes.



Avec le bouton FLCS PWR TEST maintenu sur TEST, le voyant ACFT BATT TO FLCS s'éteint (le voyant FLCS PMG s'éteindra également). Les voyants FLCS BATT s'allument les voyants FLCS PWR restent allumés pour indiquer que les batteries FLCS sont bonnes.

Avec le bouton FLCS PWR TEST sur NORM, quand le bouton MAIN PWR est déplacé sur MAIN PWR pour un démarrage sur l'énergie de la batterie, les voyants ne changent pas. Si le groupe externe est utilisé, les voyants MAIN GEN, ACFT BATT TO FLCS et FLCS PWR s'éteindront quand le bouton MAIN PWR sera placé sur MAIN PWR.

Lors du démarrage moteur, le voyant FLCS PMG (et ACFT BATT TO FLCS si le moteur est démarré sur la batterie) s'éteindront à environ rpm 40%. Le voyant STBY GEN s'éteindra à environ rpm 52% ; le voyant MAIN GEN s'éteindra environ 10s plus tard si les 2 générateurs fonctionnent correctement. Le groupe externe, si utilisé, devra être déconnecté des bus de l'avion quand le générateur principal sera en marche.

A chaque fois après avoir sélectionné MAIN PWR, y compris en vol, le bouton FLCS PWR TEST doit être placé momentanément sur TEST pour vérifier la sortie de l'inverseur. Lors du test EPU, le voyant FLCS PWR s'allumera pour indiquer que l'énergie EPU PMG est disponible au FLCS.

Lors de la coupure moteur, le voyant d'alerte ELEC SYS, FLCS PMG et MAIN GEN s'allumeront puisque le moteur s'arrête. Le voyant ACFT BATT TO FLCS peut aussi s'allumer.



Indicateurs et controles du système électrique

Distribution de l'énergie AC

Bus emergency ac n°1		
Réchauffeur sondes de données air (nez et fuselage)	CADC	INS
Altimètre électronique	DED	LEF
Indicator AOA	ECA	Eclairage primaire de la console
Réchauffeur sonde AOA	Indicateur de débit	Aclairage primaire des instruments
	HUD/CTVS	VVI
Bus emergency ac n°2		
ADI	Détecteur & testeur de feu/surchauffe	Phare d'atterrissage
Gyro & son AIM-9	Indicateur de quantité de carburant	Indicateur de position tuyère
Feux anti-collision	Canon	Indicateur de pression d'huile
Phare de ravitaillement en vol	HSI	Indicateur & quantité d'oxygène
DED	Indicateurs de pression hydraulique	Feux de position
DEEU	IFF	TACAN
Détecteur de givre		
Bus essentiel ac n°2		Bus nacelle essentielle ac
Pompe carburant 3		Electronique missile des stations 1, 2, 3a, 7a, 8 & 9
MFD		
Bus non-essentiel ac n°1		Bus nacelle non-essentiel ac
Chauffeur AVTR		Largage normal des stations 1, 2, 3a, 7a, 8 & 9
FCC		
Chauffeur INS		
Chauffeur de la sonde de température totale		
TWS		



NOTE :

- Les bus non-essentiels et le bus radar ne sont pas alimentés par le générateur de secours et EPU.
- Les bus essentiels ne sont pas alimentés par le générateur EPU.

Distribution de l'énergie DC

Bus emergency dc n°1			
Index AOA	FLCP (tous feux, mise à zéro/armement et auto-test)	INS	Système NWS/AR
Energie charge batterie	Source d'énergie	Sélection du mode instruments	Bouton de réchauffe sonde
Voyant d'alerte CADC	FLCS (chaines A et B)	Bouton mission train sorti	Aérofreins
Contrôle température cockpit	Voyants d'alerte FUEL FLOW	Voyants train sorti	TACAN
CTVS	IFF	Bouton rail missile	Radio VHF
		MLG WOW (chaines C & D)	
Bus emergency dc n°2			
ACIU	ECA	Canon	Bouton MASTER ARM
Bouton dégivrage	ECS	HUD	Contrôle vidéo MFD
Voyants du système de ravitaillement en vol	Voyant d'alerte EEC (EEC fault)	ILS	Alerte OXY LOW
Transfert automatique de carburant avant	Dégivrage moteur	Bouton phares d'atterrissage/roulage	Voyant d'alerte SEAT NOT ARMED
Pilote auto	Voyant d'alerte EQUIP HOT	Voyant d'alerte LEF & ADC	Trim manche
AVTR/CTVS	Transfert carburant externe	Fermeture trappes de train	Voyant d'alerte STORES CONFIG
Gachette caméra/canon	Source d'énergie FLCS (chaines C & D)	Isolation hydraulique du train	Isolation réservoir
Actionneur verrière*		Commande de sortie/rentrée de train	Contrôle UFC
Largueur de paillettes (chaff)			
DEEU			



Bus essentiel dc n°2		Bus non-essentiel dc n°1	Bus nacelle non-essentiel dc	
Pompes carburant 3 & 5		Contrôle ECM	Bouton ENG FEED	
Altimètre radar		Chauffeurs batterie FLCS	FCR	
Voie sécurisée		Pompes carburant 1, 2 & 4	Enregistreur de chargement de vol	
Largage normal des stations 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8 & 9		TWS	Voyant d'alerte FUEL HOT	
			Stations de flancs gauche et droite	
			Bouton Max Power	
			Coupure d'éjecteur nacelle	
			TISL	
Bus battery n°1		Bus battery n°2		
Freins anti-dérépage/canal 1	Indicateur FTIT	Altimètre pneumatique	Source d'énergie FLCS (chaines A & B)	
Voyant d'alerte verrière	Voyant d'alerte HYD/OIL PRESS	Freins anti-dérépage/canal 2	Bouton FUEL MASTER	
Lampes cockpit	Intercom	Voyant d'alerte BUC	GCU (principal/secours)	
Appauvrissement moteur				
Alerte moteur				
EPU				
FLCC (voyant DUAL FCC)				
Source d'énergie FLCS (chaines C & D)				

NOTE :

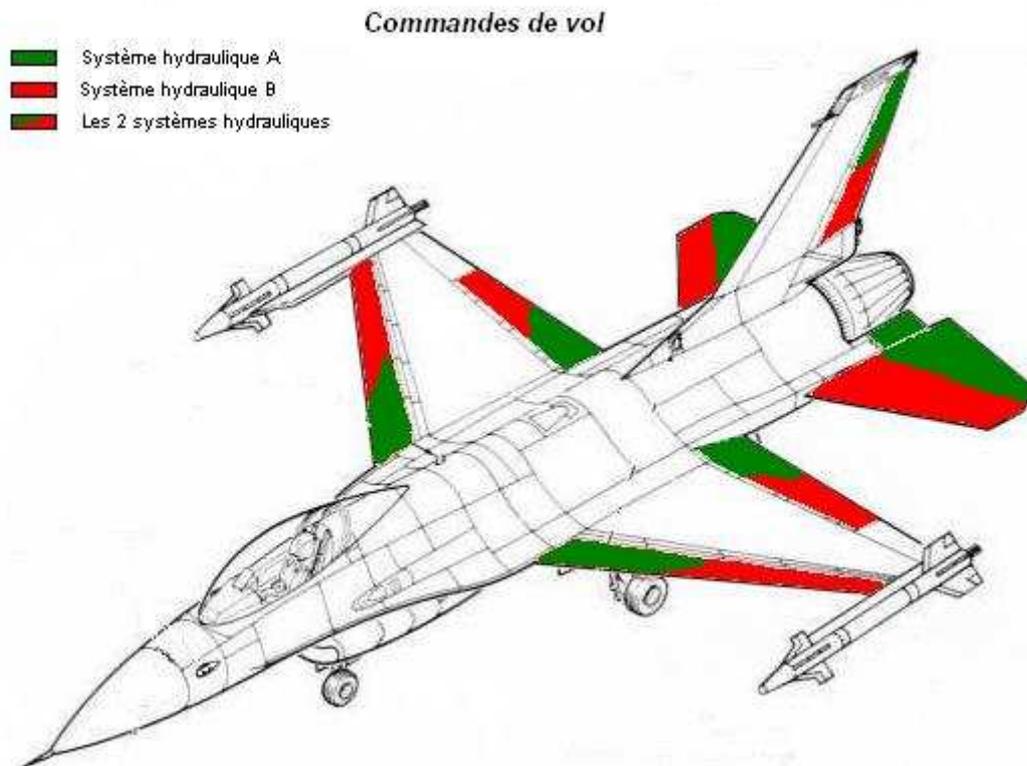
- *Energie disponible des bus batterie avec la bouton sur OFF.
- Les bus non-essentiels ne sont pas alimentés par les générateurs de secours et EPU.
- Le bus essentiel n'est pas alimenté par le générateur EPU.



SYSTEME HYDRAULIQUE

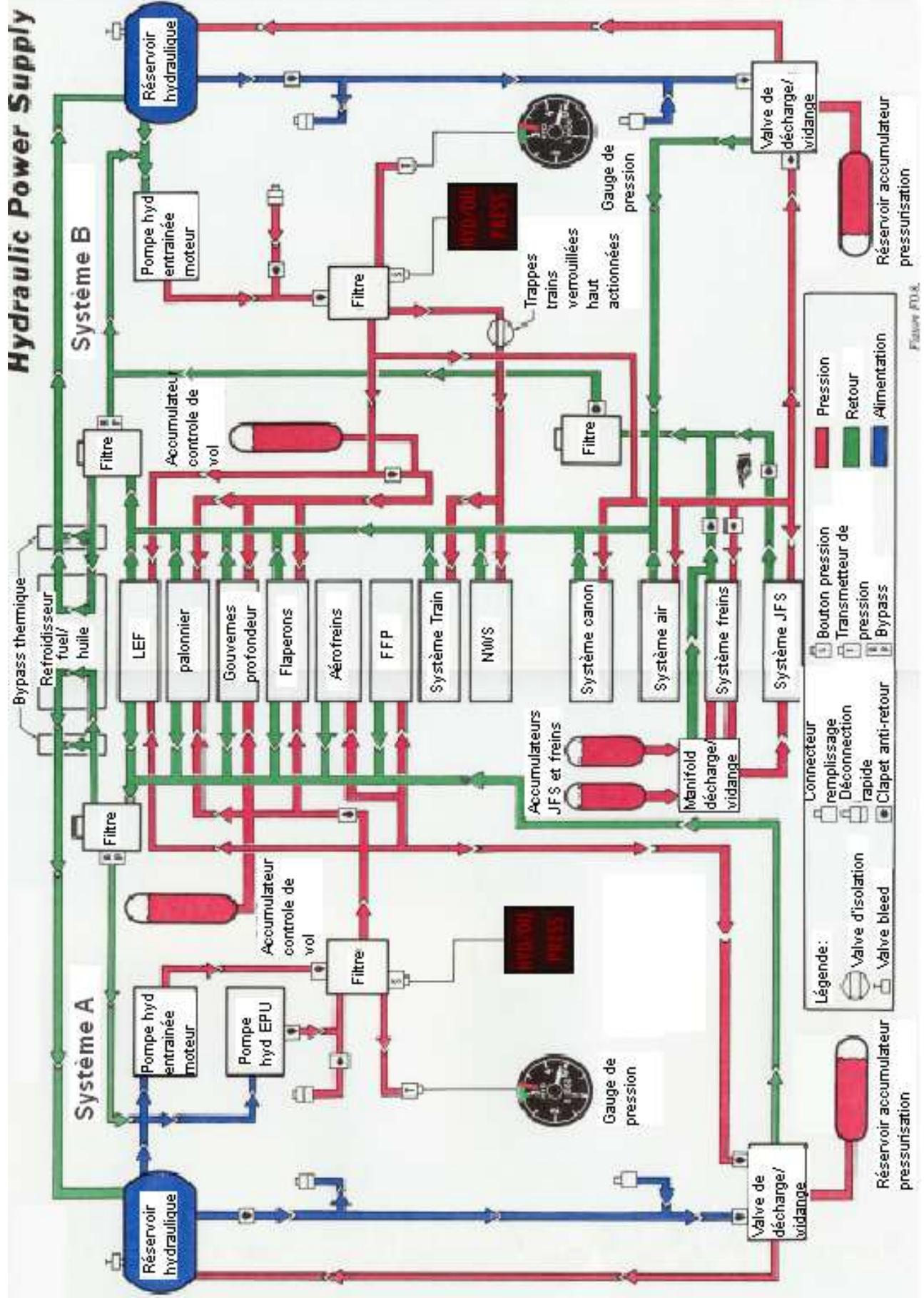


SYSTEME HYDRAULIQUE



La pression hydraulique est fournie par des systèmes hydrauliques de 3000 psi désignés systèmes A et B. Voir figure FO-8. Les systèmes sont alimentés par 2 pompes indépendantes, entraînées par le moteur, situées sur l'ADG. Voir figure 1-5. Chaque système dispose d'un réservoir de stockage du fluide hydraulique. Les réservoirs sont pressurisés par leur système hydraulique respectifs pour assurer une pression positive à la pompe. Le refroidissement du système hydraulique est fourni par un échangeur de chaleur fluide-carburant hydraulique qui est situé en amont des réservoirs.

Les 2 systèmes opèrent simultanément pour fournir l'énergie hydraulique aux surfaces de contrôle de vol et aux LEF. Si 1 des systèmes vient à lâcher, le système restant fournira suffisamment d'énergie hydraulique ; cependant, le taux maximal d'actionnement du FLCSS est réduit. Le système A fournit également l'énergie au FFP et aux aérofreins. Toutes les fonctions restantes, y compris le canon et la trappe d'évacuation des douilles canon, le système de ravitaillement en vol AR, le train, les freins et le NWS sont alimentées par le système B. Le système B a également en charge les freins/accumulateurs JFS (qui fournissent l'énergie de démarrage pour le JFS et la pression d'urgence pour les freins), fourni par la rotation du moteur à un minimum de rpm 12%. Le système B nécessite environ 1 mn pour recharger les accumulateurs.

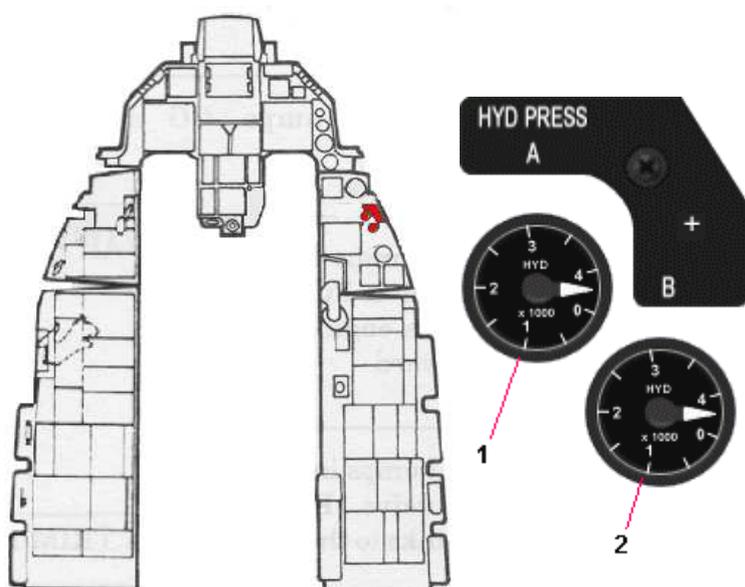




Le train peut être sorti pneumatiquement dans le cas d'une défaillance du système hydraulique B. En cas de défaillance des 2 systèmes hydrauliques, une 3^e pompe hydraulique située sur l'EPU fournit automatiquement de la pression hydraulique au système A. (Voir l'EMERGENCY POWER UNIT (EPU) dans cette section, et la figure FO-9 pour de plus amples informations sur l'EPU.)

Chaque système hydraulique a un accumulateur FLCS qui est isolé du système principal par des vannes de vérification. Ces accumulateurs ont une fonction double. Si la demande excède le taux de débit maximum de la pompe lors de mouvements rapide des gouvernes, les accumulateurs fournissent une pression hydraulique supplémentaire. De plus, si les 2 systèmes hydrauliques lâchent, les accumulateurs fournissent une pression hydraulique adéquate aux gouvernes quand l'EPU arrive à bonne vitesse.

Voyant d'alerte et indicateur de pression hydraulique



1. Indicateur de pression système hydraulique A

2. Indicateur de pression système hydraulique B

Figure 1-16

Indicateurs de pression hydraulique

Les indicateurs de pression hydraulique, 1 pour le système A et 1 pour le système B, sont situés sur la console de droite. Les indicateurs nécessitent la puissance de l'emergency ac pour fonctionner.



Voyants d'alerte HYD/OIL PRESS



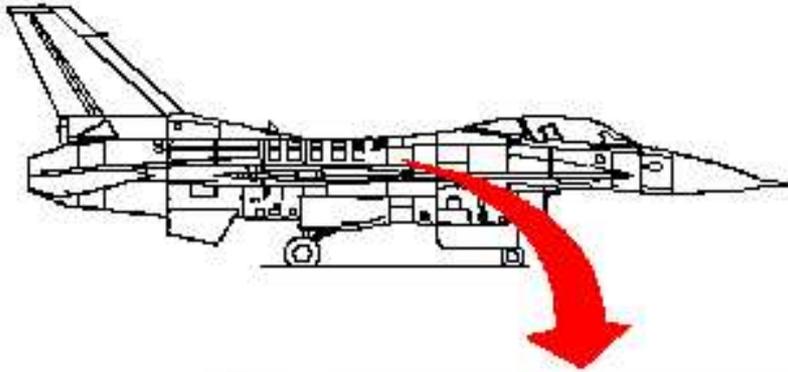
Un voyant d'alerte HYD/OIL PRESS, situé sur la casquette du tableau de bord, s'allume quand le système hydraulique A ou B passe en-dessous de 1000 psi. Le voyant d'alerte s'allume également quand en fonction de la pression d'huile moteur. (Voir INSTRUMENTS MOTEUR dans cette section) Le voyant est alimenté par le bus batterie.



**EMERGENCY
POWER
UNIT**



EMERGENCY POWER UNIT (EPU)



L'EPU est un autonome (figure FO-9) qui fournit simultanément de la pression hydraulique au système A et de l'énergie électrique d'urgence. L'EPU s'active automatiquement quand les 2 générateurs principal et de secours lâchent ou quand la pression des 2 systèmes hydrauliques passe en-dessous de 1000 psi. L'EPU peut être utilisé manuellement quelque soit les situations de panne.

L'EPU nécessite du courant linéaire dc soit du bus batterie n°1 ou n°2 pour l'activation automatique ou manuelle. Quand l'EPU est en fonctionnement, l'emergency ac et les bus dc sont alimentés par le générateur EPU. Si l'EPU est activé alors le générateur principal ou de secours est en fonctionnement, les bus dc non-essentiel et essentiel ne seront plus alimentés.

Lorsqu'utilisé, l'EPU augmente le système hydraulique A si besoin. Si la pompe hydraulique du système A normal lâche, l'EPU est la seule source de pression du système A.

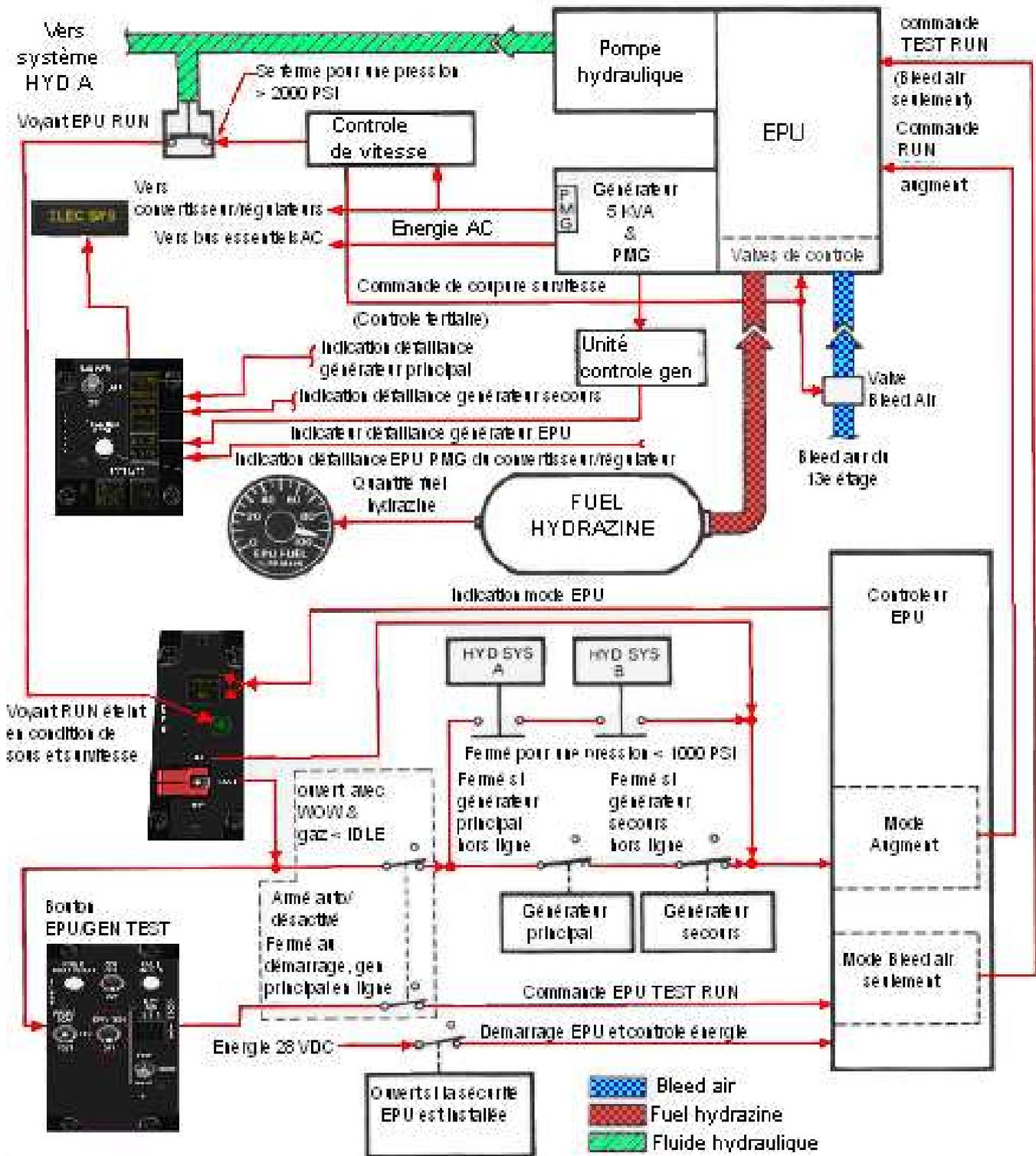


Figure FO-9



L'EPU utilise l'air bleed moteur et/ou l'hydrazine pour fonctionner. Normalement, l'air bleed moteur est utilisé pour maintenir une vitesse d'utilisation. Quand l'air bleed est insuffisant, une augmentation d'hydrazine survient automatiquement. L'hydrazine est toujours utilisé quand l'EPU est commandée démarrage sauf quand activé lors de test au sol en utilisant le bouton test EPU/GEN.

Dans la commande système, l'hydrazine est forcée dans la chambre de décomposition par du nitrogen. Le produit gazeux de la réaction fait tourner la turbine/gearbox qui alimente ensuite le générateur EPU et la pompe hydraulique. L'échappement hydrazine est ventilée vers l'extérieur par la partie inférieure droite de l'apex de voilure et comprend du nitrogen, de hydrogène, de l'ammoniac et de l'eau. La température des gaz d'échappement peut dépasser 1600°F et peut s'enflammer à la présence d'une flamme. Les gaz d'échappement ont une odeur d'ammoniac, sont irritants pour le nez et les yeux et doivent être évité le plus que possible.

INDICATEURS ETCONTROLES EPU

Voir figure 1-17.

Bouton de sécurité sol de l'EPU

Un bouton de sécurité sol de l'EPU est situé sur le coté droit de l'entrée d'air moteur et est utilisé pour désactiver l'EPU au sol. Avec la fiche de sécurité EPU installé, l'EPU ne peut pas fonctionner.

Bouton EPU



Figure 1-17

Le bouton EPU est un interrupteur à 3 positions.

Les fonctions sont :

- OFF – :
 - Evite ou arrête l'utilisation de l'EPU au sol (WOW).
 - N'évite pas ou n'arrête pas l'utilisation de l'EPU en vol pour une défaillance des générateurs principal et de secours si le bouton a été placé sur NORM depuis le décollage (depuis WOW).
 - Evite l'utilisation de l'EPU en vol si le bouton est maintenu sur OFF depuis le décollage (depuis WOW).
 - Arrête l'utilisation de l'EPU en vol sauf lors d'une défaillance des générateurs principal et de secours.

- NORM – Le système est armé pour une utilisation automatique sauf lors d'une coupure moteur au sol. Avec le WOW et la manette des gaz sur OFF, l'EPU ne s'activera pas quand les générateurs principal et de secours seront déconnectés.



- ON – Commande le fonctionnement de l'EPU quelque soient les conditions de pannes. L'utilisation s'arrêtera quand le bouton est positionné sur OFF sauf en cas de pannes des générateurs principal et de secours.

Le bouton a une position garde ; la partie supérieur du panneau peut être soulevée pour bouger le bouton sur ON et la partie inférieure aussi pour bouger les bouton sur OFF. Quand les 2 sections de la garde sont baissées, le bouton est maintenu en position NORM.

Lampe EPU Run

La lampe EPU Run s'allume quand la vitesse de turbine EPU est à l'intérieur de la zone correcte et que la pompe hydraulique entraînée par l'EPU décharge de la pression supérieure à 2000 psi.

Voyant HYDRAZN

Le voyant HYDRAZN s'allume quand l'EPU est commandé sur l'hydrazine pour l'utilisation qu'elle soit disponible ou pas.

Voyant AIR

Le voyant AIR s'allume quand l'EPU est commandé sur marche avec la sécurité EPU enlevée. Il reste allumé même quand l'EPU est alimenté par hydrazine.

Bouton test EPU/GEN

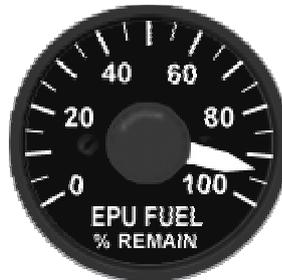


Figure 1-9



Le bouton test EPU/GEN (figure 1-9) a des positions sur OFF et EPU/GEN. Le bouton est positionné sur OFF. Il fournit un moyen de tester le générateur EPU et la sortie EPU PMG au FLCS au sol sans utiliser l'hydrazine.

Indicateur de quantité carburant EPU



L'indicateur de quantité de carburant EPU est situé sur la console de droite. L'indicateur est gradué de 0-100 et indique le pourcentage d'hydrazine restant. L'indicateur utilise l'énergie du bus batterie.

Détecteur de fuite hydrazine

Le détecteur de fuite hydrazine est une base en silicone, un disque jaune visible de la trappe d'accès 3208. La zone visible est noire sur moitié pour fournir un contraste avec le disque jaune. Le disque jaune vire au violet/noir en présence d'hydrazine et/ou de ses vapeurs, indiquant une fuite de l'EPU et/ou du système de réservoir carburant.

Indicateur de mise à feu de l'EPU

Indicateur de mise à feu de l'EPU est situé à proximité de la sécurité sol EPU sur le coté droit de l'entrée d'air moteur. Normalement, l'indicateur affiche un disque gris et noir. Si l'EPU a été activé, l'indicateur affiche 6 triangles noirs et blancs espacés de manière égale.

Utilisation de l'EPU

L'EPU est conçu pour fonctionner automatiquement en cas de pannes des générateurs principal et de secours, de défaillance du système hydraulique double, de PTO shaft ou de panne ADG et de panne moteur ou si le moteur est coupé en vol. L'EPU peut également être activé manuellement. Après avoir reçu une commande de démarrage, l'EPU a besoin d'environ 2s pour atteindre sa vitesse.

Pendant ces 2s, tous les équipements qui ne sont pas alimentés par les batteries inverseurs FLCS ou le bus batterie perdent leur énergie. Cependant, pendant ces 2s, la pression hydraulique aux gouvernes sera fournie par le système B puisque le moteur s'arrête ou par les accumulateurs de commandes de vol. Le démarrage de l'EPU peut être audible. Une fois utilisé, cependant, l'EPU peut être entendu mais ne fera pas le même bruit que lors du test EPU au sol. Un manque de son lors du démarrage EPU ne signifie pas un mauvais fonctionnement de l'EPU qui peut être vérifié en regardant le voyant EPU Run. Les rpm EPU sont contrôlés par 3 contrôles de vitesse. Les contrôles de vitesse primaire et secondaire sont basés sur les rpm EPU. Le contrôle de vitesse tertiaire est basé sur la fréquence EPU PMG.

Quand l'EPU est en fonctionnement, les paramètres de poussée moteur doivent être maintenus pour éviter l'utilisation de l'hydrazine (comme indiqué par l'illumination du voyant



HYDRAZN). Ceci nécessite généralement un minimum de rpm 75% au niveau de la mer. Les paramètres de poussée nécessaires peuvent être significativement plus élevés à des altitudes pressions plus élevées.

Si le moteur lache, l'hydrazine seulement est utilisée pour alimenter l'EPU. Avec l'hydrazine seulement, le temps d'utilisation du système est d'environ 10 mn en besoin de charge normale. Des mouvements plus amples des gouvernes réduisent ce temps d'utilisation. Quand l'EPU est la seule source d'énergie hydraulique, la perte de l'EPU entrainera la perte du contrôle de l'avion.



Photo Copyright © Anders Forseth

AIRLINERS.NET

SYSTEME DE TRAIN DE TRAIN D'ATTERRISSAGE



SYSTEME DE TRAIN D'ATTERRISSAGE (LG)

Le système LG est normalement utilisé par le système hydraulique B. Le train avant NLG est sorti et rétracté par la pression hydraulique. Le train principal MLG est rétracté hydrauliquement mais sorti par gravité assisté par charges d'air. Toutes les trappes de train sont actionnées hydrauliquement avec séquençement électrique lors de la rétraction et séquençement mécanique lors de la sortie. Si le système B lache, le LG peut être sorti pneumatiquement.

Train d'atterrissage principal (MLG)

Les 2 trains sont indépendants l'un de l'autre et se rétractent vers l'avant avec une rotation mécanique des roues vers l'intérieur. Chaque roue du train principal est équipée de 3 branchements de fusibles (évacuation de la pression thermique).

Train d'atterrissage avant (NLG)



Le train avant se rétracte vers l'arrière de 90° avec une rotation de la roue vers l'intérieur. Une déconnection rapide sur la liaison ciseau est fournie pour que le la roulette de nez puisse tourner au-delà de la zone de conduite pour la rétraction.

Indicateurs et controles du train d'atterrissage

Voir figure 1-18



Poignée du train d'atterrissage

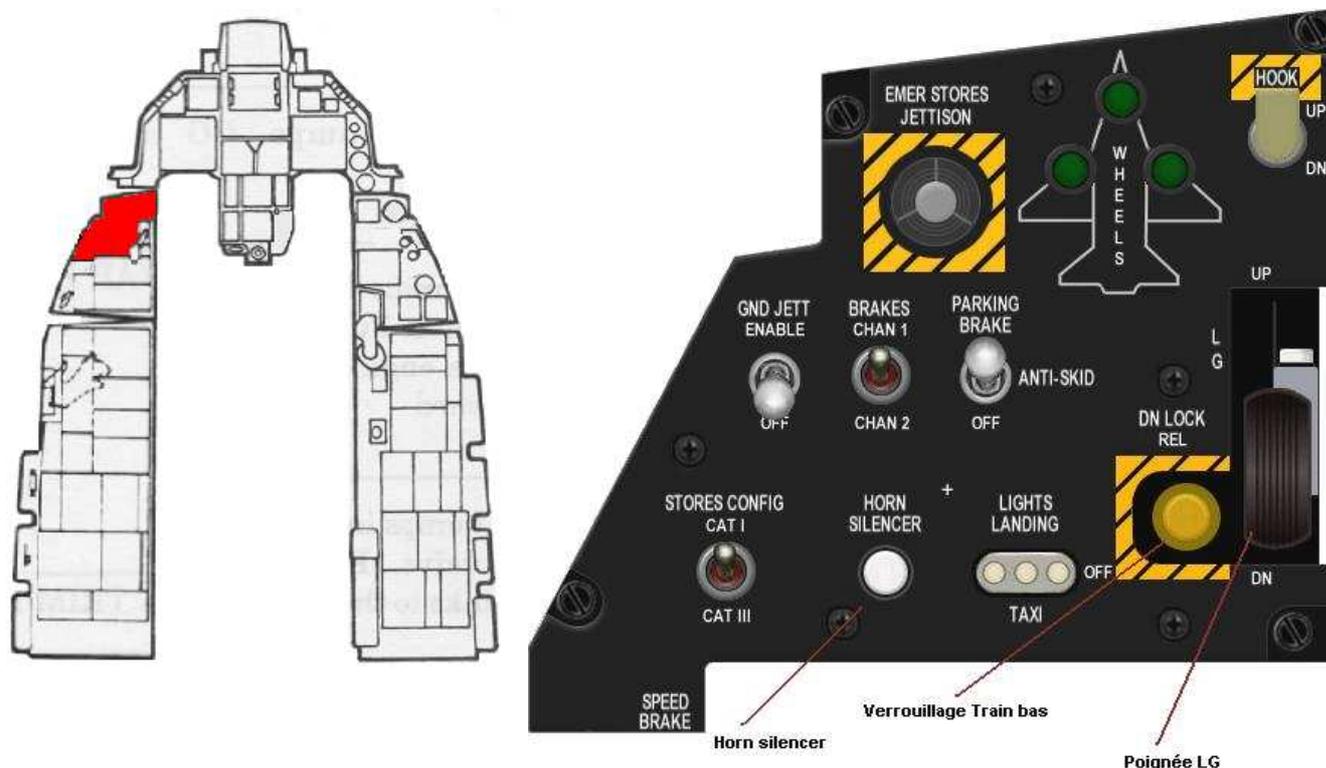


Figure 1-18

La poignée LG dispose d'une prise en forme de roue. Le mouvement de la poignée actionne des boutons électriques (alimentés par le bus emergency dc n°2) pour commander la rétraction et la sortie du train. Un voyant d'alerte dans la poignée, alimenté par le bus batterie, s'allume quand le train et les trappes sont en phase de transition ou que le verrouillage n'a pas fonctionné dans la position commandée. Le voyant s'allume également quand tout le train n'est pas sorti et verrouillé, à une vitesse-air inférieure à 170 kt, à une altitude inférieure à 10 000 ft et un taux de descente supérieur à 250 ft/mn. La poignée est verrouillée en position basse DN quand l'avion est au sol. En vol, un signal du bouton MLG WOW gauche active automatiquement un clip qui déverrouille la poignée, permettant le mouvement vers la position haute UP. La poignée est verrouillée en position haute UP pour éviter la sortie du train lors de manœuvres sous forts facteurs de charge.



Bouton d'autorisation d'abaissement de la poignée LG

Le bouton d'autorisation d'abaissement de la poignée LG déverrouille la poignée électriquement pour permettre le mouvement vers la position DN. Le bouton actionne un clip qui relâche le mécanisme de verrouillage de la poignée. Le bouton doit être pressé avant que l'action d'abaissement ne soit appliquée à la poignée. Le clip ne déverrouille pas la poignée en même temps que l'action d'abaissement est appliquée.

Bouton de relâche de verrouillage bas de la poignée LG

Le bouton DN LOCK REL, quand pressé, déverrouille mécaniquement le mécanisme de verrouillage de la poignée si le clip électrique venait à lâcher ou n'est plus alimenté. Il surpasse tout signal de contrôle du train électrique. Appuyer sur ce bouton et manipuler la poignée au sol rétractera le train. Ce bouton ne déverrouillera pas la poignée LG tant qu'une force vers le bas sera appliquée.

Poignée de train alternative

La poignée ALT GEAR est située juste sous le panneau de contrôle de train. La poignée est utilisée pour sortir le train si la sortie normale n'est pas possible. Actionner la poignée ALT GEAR fournit de la pression pneumatique pour ouvrir les trappes de train, sortir le train avant et couper la valve hydraulique de sélection du train.

La bouteille pneumatique d'urgence LG/crosse est aussi utilisée pour descendre la crosse et contient suffisamment de pression pneumatique pour une sortie de train et pour maintenir la crosse baissée. La bouteille ne peut pas être rechargée en vol. Puisque la pression pneumatique est réduite par l'expansion du fait de l'extension des actionneurs, une force d'extension plus faible que la normale est disponible.

Si possible, la poignée LG normale devrait être en position basse avant l'utilisation de la poignée ALT GEAR afin que les autres fonctions contrôlées par la poignée LG (telles que les freins et TEF) puissent fonctionner normalement. Un bouton de remise à zéro du train est situé sur la poignée ALT GEAR. Si une sortie ALT GEAR est infructueuse, appuyer sur le bouton avec la poignée ALT GEAR poussée relâche de la pression pneumatique, permettant au train d'être rétracté si la pression hydraulique du système B est disponible.

Alarme sonore LG

L'alarme sonore de train est un signal intermittent de volume fixe qui sonne dans le casque quand le NLG ou le MLG n'est pas sorti et verrouillé et que les conditions suivantes sont réunies :

- Vitesse-air inférieure à 170 kt.
- Altitude pression inférieure à 10 000 ft.
- Taux de descente supérieure à 250 ft/mn.

Bouton HORN SILENCER

Le bouton HORN SILENCER est situé sur le panneau de contrôle LG. Appuyer sur ce bouton annule la sonnerie d'alarme. Si la situation d'alerte est résolue, l'alarme est remise à zéro. Si ce n'est pas résolu, une alarme plus forte de vitesse faible sonnera.



Voyant d'alerte TO/LDG CONFIG



Le voyant d'alerte TO/LDG CONFIG, situé sur la casquette du tableau de bord, s'allume en vol quand l'altitude pression est inférieure à 10 000 ft, que la vitesse-air est inférieure à 170 kt, que le taux de descente est supérieur à 250 ft/mn et que l'une des conditions suivantes existe :

- TEF pas complètement sortis.
- NLG ou MLG pas sorti ou pas verrouillé (accompagné de l'alarme sonore LG).

Le voyant d'alerte TO/LDG CONFIG s'allumera au sol si les TEF ne sont pas complètement sortis.

Avec les TEF complètement sortis, un ordre de roulis inverse rapide peut entraîner l'illumination momentanée du voyant TO/LDG CONFIG si les conditions d'altitude, la vitesse-air et le taux de descente décrites plus haut sont rencontrées ou le WOW.



Voyants de trains sorti



Figure 1-18

Les 3 voyants verts de train sorti (figure FO-15) sont disposés sur la silhouette avion. Quand un train est sorti et verrouillé, son voyant respectif est allumé. Une condition de train rentré et verrouillé est indiquée quand les 3 voyants et le voyant de la poignée LG sont éteints. Les 3 voyants nécessitent l'énergie du bus batterie et du bus emergency dc n°2.

Boutons poids-sur-train

Les boutons LG WOW, situés sur le MLG et sur le NLG, fonctionnent en fonction de l'extension du train pour permettre ou arrêter certaines fonctions systèmes. La figure 1-21 énumère les systèmes affectés par les boutons WOW et les symptômes d'une défaillance du bouton WOW.

Utilisation du train d'atterrissage

Le mouvement de la poignée du train vers la position UP entraîne les actions suivantes :

- Le voyant d'alerte de la poignée de train s'allume.
- Le train se déverrouille et se rétracte.
- Les 3 voyants verts de train sorti s'éteignent.
- Le roulement des roues du train principal par la pression des freins.
- La trappe se ferme et se verrouille.
- Le voyant d'alerte de la poignée de train s'éteint.
- La pression hydraulique est évacuée du train.
- Les boutons FLCS passent en mode croisière.
- Les TEF se rétractent en position normale.
- L'énergie électrique est évacuée du canal de frein 1



Bouton LG WOW

MLG droit – SYSTEMES

<p>Batterie avion Altimètre électronique Frens/Antipatinage ECA ECS Controles moteur Voyant d'alarme moteur (F-16C) EPU</p>	<p>FCR FLCC FLCP Enregistreur de charge de vol Alarme LG SMS Système d'isolation des réservoirs VWCS (F-16C)</p>
<p>Passage en position basse défaillant en vol</p> <p>Le voyant d'alarme ENGINE sera inopérant (F-16C)</p> <p>L'enregistreur de charge de vol sera inopérant avec la manette des gaz sur IDLE</p> <p>Le FCR n'émettra pas</p> <p>Le chauffeur du réservoir de Halon sera inopérant</p> <p>Les charges ne peuvent être larguées même par jettison sauf si le bouton GND JETT ENABLE sur ENABLE</p> <p>VWCS sera inopérant (F-16C)</p> <p>Les freins peuvent être appliqués avant le touché si les freins de palonniers sont pressés</p> <p>Le bouton ANTISKID se maintiendra sur PARKING BRAKE avec la manette des gaz entre OFF et IDLE.</p> <p>Avec une défaillance simultanée du bouton MLG WOW gauche, le voyant ACFT BATT FAIL indique un dysfonctionnement de la batterie avion (voltage de 20V ou moins), un déséquilibre de voltage entre les cellules ou une situation de surchauffe</p>	<p>Passage en position haute défaillant au sol</p> <p>Le voyant d'alarme ENGINE sera opérant (F-16C)</p> <p>L'enregistreur de charge de vol fonctionnera au sol</p> <p>Le FCR transmettra</p> <p>Le chauffeur du réservoir de Halon sera sur marche</p> <p>Les charges peuvent être larguées même par jettison si le bouton GND JETT ENABLE sur OFF</p> <p>VWCS sera opérant (F-16C)</p> <p>Avec une défaillance simultanée du bouton MLG WOW gauche et du bouton ANTISKID, les freins de palonnier seront inopérants quand la vitesse-sol est inférieure à 20 kt</p> <p>Avec une défaillance simultanée du bouton MLG WOW gauche, le bouton ANTISKID doit être maintenu sur PARKING BRAKE pour faire fonctionner le frein de parking</p> <p>Le voyant ACFT BATT FAIL s'allume pour une défaillance de la batterie avion uniquement</p> <p>L'EPU sera commandé sur marche lors de coupure moteur ; l'utilisation ne peut pas être arrêtée avec le bouton EPU</p> <p>La valve de refroidissement radar peut être ouverte avec le radar sur OFF</p> <p>Le voyant A/R DISC n'indiquera pas une défaillance du relai B ou C du phare AR</p> <p>Le voyant CADC peut être allumé</p> <p>L'auto-test FLCS ne peut pas être initié</p>

Figure 1-19 (1^e partie)



Bouton LG WOW

MLG gauche – SYSTEMES

<p>Batterie avion Transmetteurs AOA (les deux) Frens/Antipatinage BUC (à rpm<80%) ECA Voyant d'alarme moteur (F-16D) EPU FLCC</p>	<p>FLCP Batteries FLCS Panneau test sol (voyants pompes carburant) Coupure sol JFS Poignée LG Alarme LG Sonde de température totale VWCS (F-16D)</p>
<p>Passage en position basse défaillant en vol</p> <p>Les chauffeurs de sonde AOA (les deux) seront inopérants à moins que PROBE HEAT soit sélectionné</p> <p>A rpm<80%, le bouton test sol BUC s'engagera sur BUC en vol</p> <p>Le voyant d'alarme ENGINE sera inopérant (F-16D)</p> <p>Le JFS s'arrêtera automatiquement après le démarrage moteur</p> <p>La position LG UP ne peut pas être sélectionnée à moins que le bouton DN LOCK REL ne soit appuyé</p> <p>Le voyant d'alerte TO/LDG CONFIG sera allumé avec les TEF non baissés</p> <p>Le chauffeur de sonde température totale sera inopérant</p> <p>VWCS sera inopérant (F-16D)</p> <p>Les freins peuvent être appliqués avant le touché si les freins de palonniers sont pressés</p> <p>Le bouton ANTISKID se maintiendra sur PARKING BRAKE avec la manette des gaz entre OFF et IDLE.</p>	<p>Passage en position haute défaillant au sol</p> <p>Les chauffeurs de sonde AOA (les deux) seront sur marche ; les voyants ADC, DUAL FC, CADC et LE FLAPS peuvent s'allumer si les sondes AOA ne sont pas positionnées de manière égale</p> <p>A rpm<80%, le bouton test sol BUC ne sera pas opérant</p> <p>Le voyant d'alarme ENGINE sera opérant (F-16D)</p> <p>Le JFS ne se coupera pas automatiquement après le démarrage moteur</p> <p>La position LG UP peut être sélectionnée sans que le bouton DN LOCK REL ne soit appuyé</p> <p>Le chauffeur de sonde température totale sera sur marche</p> <p>VWCS sera opérant (F-16C)</p> <p>Avec une défaillance simultanée du bouton MLG WOW droit et du bouton ANTISKID, les freins de palonnier seront inopérants quand la vitesse-sol est inférieure à 20 kt</p> <p>Avec une défaillance simultanée du bouton MLG WOW droit, le bouton ANTISKID doit être maintenu sur PARKING BRAKE pour faire fonctionner le frein de parking</p> <p>Les voyants pompe carburant sur le panneau de test sol externe seront inopérants</p> <p>Le voyant ACFT BATT FAIL s'allume pour une défaillance de la batterie avion uniquement</p> <p>L'EPU sera commandé sur marche lors de coupure moteur ; l'utilisation ne peut pas être arrêtée avec le bouton EPU</p> <p>L'auto-test FLCS ne peut pas être initié</p> <p>Les batteries FLCS ne se couperont pas après l'arrêt moteur</p>

Figure 1-19 (2^e partie)



Bouton LG WOW

NLG – SYSTEMES

Sonde de donnée air/pitot static AR (F-16C) FLCP Energie FLCS NWS (F-16C) Aérofreins	
Passage en position basse défailant en vol	Passage en position haute défailant au sol
<p>Les chauffeurs de la sonde de donnée air/pitot static seront inopérants à moins que qu'ils ne soient sélectionnés avec le bouton PROBE HEAT</p> <p style="text-align: center;">Le bouton A/R DISC sera inopérant (F-16C)</p> <p>Le voyant d'avertissement FLT CONT SYS ne peut pas être remis à zéro jusqu'à ce que le servo soit remis à zéro</p> <p style="text-align: center;">Le NWS peut être engagé et suivra les impulsions du palonnier avec le NLG sorti</p> <p style="text-align: center;">Les aérofreins ne sont pas limités à 43° avec le NLG sorti</p> <p>Le voyant ACFT BATT TO FLCS indique que le bus batterie alimente en énergie une ou plusieurs chaines FLCS</p> <p style="text-align: center;">Le voyant FLCS PMG indique que l'énergie FLCS PMG n'est pas disponible sur une ou plusieurs chaines FLCS</p>	<p>Les chauffeurs de la sonde de donnée air/pitot static seront sur marche</p> <p style="text-align: center;">Le bouton A/R DISC sera opérant (F-16C)</p> <p style="text-align: center;">Le FLCS ne pourra pas faire d'auto-test</p> <p style="text-align: center;">Le NWS sera inopérant</p> <p style="text-align: center;">Les aérofreins ne resteront pas ouverts de plus de 43° après le touché des roues</p> <p>Le voyant ACFT BATT TO FLCS indique que le bus batterie alimente une ou plusieurs chaines FLCS (voltage du bus 25vdc ou moins)</p> <p style="text-align: center;">Le voyant FLCS PMG indique que le FLCS PMG n'alimente pas de chaines FLCS</p>

Figure 1-19 (3^e partie)

Le mouvement de la poignée LG vers la position DN entraine les actions suivantes :

- Le voyant d'alerte de la poignée LG s'allume.
- Les trappes de train et le déverrouillage, s'ouvrent et se verrouillent en place.
- Les 3 voyants verts s'allument.
- Le voyant de la poignée LG s'éteint.
- Les TEF sortent.
- Le FLCS passe en mode TO/LDG.
- La gestion du train avant est activée.
- Les aérofreins se ferme vers 43° si non surpassés.
- De l'énergie électrique est fournie au canal de frein 1.



SYSTEME DE CONDUITE DE LA ROULETTE DE NEZ (NWS)

Le NWS est contrôlé électriquement en utilisant l'énergie du bus dc n°1 et est utilisé électriquement en utilisant la pression du système hydraulique B. Les signaux de conduite sont fournis aux moyens des pédales du palonnier. Lorsque le NWS est engagé avec les pédales en position non-neutre, la roulette de nez sera dirigée dans la position des pédales. Le NWS est limité à 32° de part et d'autre ; cependant, le rayon de virage (figure 1-20) peut être réduit en utilisant les freins différentiels. Le NWS est automatiquement désengagé quand la jambe du NLG est détendue. Le NWS n'est pas disponible à la suite d'une sortie du « alternate LG » et peut ne pas être disponible quand le voyant vert du train avant n'est pas allumé.

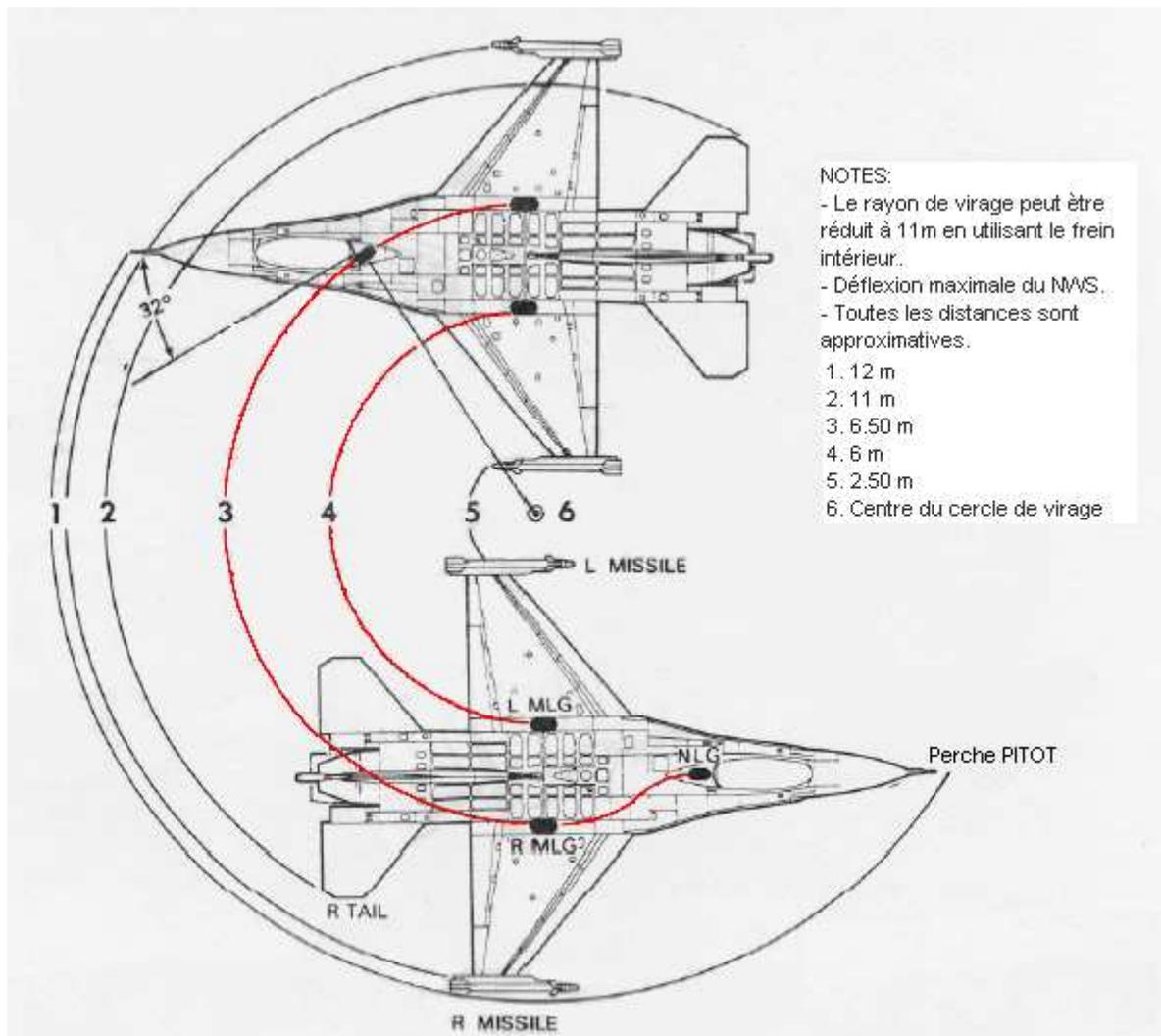


Figure 1-20



INDICATEURS ET CONTROLES DU NWS

Bouton Nosewheel Steering/Air Refuel Disconnect/Missile Step

Le bouton NWS A/R DISC MSL STEP (figure 1-28) est situé en bas vers l'avant du manche et est utilisé pour engager ou désengager le NWS quand l'avion est au sol. Une fois appuyé, le NWS est engagé et le bouton peut être relâché. Si le bouton est maintenu appuyé, un NWS continu est fourni.

Voyant NWS



Le voyant NWS est l'élément central de l'indicateur de statut NWS AR situé sur la partie haute du tableau de bord (figure FO-15). Le voyant s'allume quand le NWS est engagé. Le NWS ne fonctionnera pas même si le voyant NWS est allumé quand le voyant d'avertissement est allumé ou quand la pression du système hydraulique B est indisponible. Au sol, le NWS continuera de fonctionner avec le bouton AIR REFUEL sur OPEN même si le voyant NWS est éteint.

Voyant d'alerte NWS FAIL



Le voyant d'alerte NWS FAIL est situé sur le panneau de voyant d'alerte (figure FO-15). Le voyant d'alerte NWS FAIL s'allume quand le NLG est verrouillée bas et qu'une défaillance dans le système NWS a causé une coupure d'alimentation électrique.



SYSTEME DE CONDUITE DE LA ROULETTE DE NEZ (NWS) sur le F-16D

Le poste arrière du F-16D a les mêmes indicateurs et contrôles que la place avant. Chaque poste du F-16D peut contrôler le NWS. Le contrôle est effectué au moyen d'un bouton/indicateur de contrôle NWS situé juste à l'avant du manche. Appuyer sur ce bouton/indicateur transfère le contrôle du NWS ; l'indicateur s'allume en vert dans le cockpit qui a le contrôle. Le contrôle reste dans ce cockpit même si le moteur est coupé et que l'énergie électrique est déplacée. Le NWS peut seulement être engagé et utilisé depuis le cockpit qui a le contrôle. Quand le NWS est sélectionné, le voyant AR/NWS s'allume dans les deux cockpits. Le bouton palette à l'avant du manche permet un dépassement immédiat du cockpit avant si le bouton de contrôle du manche est sur AFT ; Le bouton/indicateur de contrôle NWS dans le cockpit arrière et le voyant OVRD s'allumeront. Le bouton palette du cockpit avant ne peut pas dépasser le cockpit arrière quelque soit la position du contrôle du manche. Quand le bouton AIR REFUEL est sur OPEN, le NWS peut être engagé ou désengager depuis chaque cockpit sans utiliser la bouton palette quelque soit le cockpit qui en a le contrôle.



SYSTEME DE FREINS DE ROUES

Chaque roue du MLG est équipée d'un disque frein multiple alimenté hydrauliquement. Les freins sont contrôlés électriquement par les pédales de palonnier conventionnel. L'effort de freinage augmente graduellement en fonction de la pression appliquée sur les pédales. Un frein de parking est également fourni. Un système anti-dérapiage protège contre l'éclatement des pneus et est seulement utilisable quand ce sont les pédales qui sont utilisées.

Sur le F-16D, les freins peuvent être appliqués singulièrement ou simultanément du cockpit avant ou arrière. Les signaux de freins des deux cockpits sont additionnés afin que le signal total aux freins soit la somme des forces sur les pédales des 2 cockpits.

L'énergie hydraulique des freins est fournie par le système B. Si le système B lache ou que le moteur est utilisé à moins de rpm 12%, les freins de pédales et le frein de parking sont disponibles jusqu'à ce que les accumulateurs JFS soit vidés. Une utilisation continue des freins de pédales, cependant, videra le fluide de l'accumulateur et entraînera une perte de toute capacité de freinage après environ 75s (accumulateurs initialement complètement chargés). Pour attendre à l'arrêt, utiliser le frein de parking est préférable puisque le fluide de l'accumulateur n'est pas vidé.

SYSTEME DE FREINS DE PEDALE

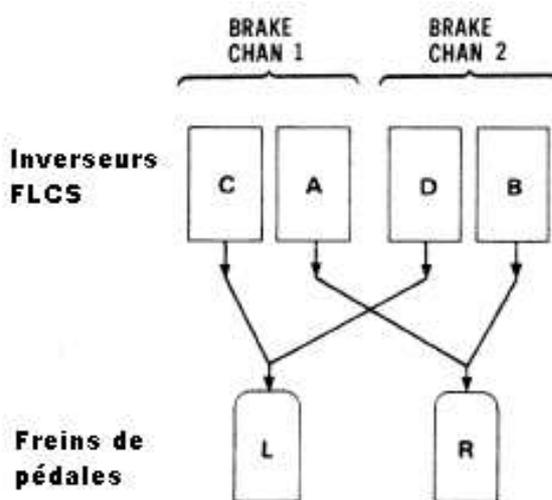


Figure 1-21

Les freins de pédales (figure 1-21) utilisent l'énergie électrique des 4 inverseurs FLCS et des sources d'énergie dc CHAN 1 et CHAN 2. Les freins de pédales l'énergie d'un inverseur FLCS pour fonctionner. Les signaux des pédales sont fournis à la boîte de contrôle de freins qui, à son tour, utilise les 2 sources d'énergie dc CHAN 1 et CHAN 2 pour faire fonctionner les valves pour contrôler la pression hydraulique des freins.

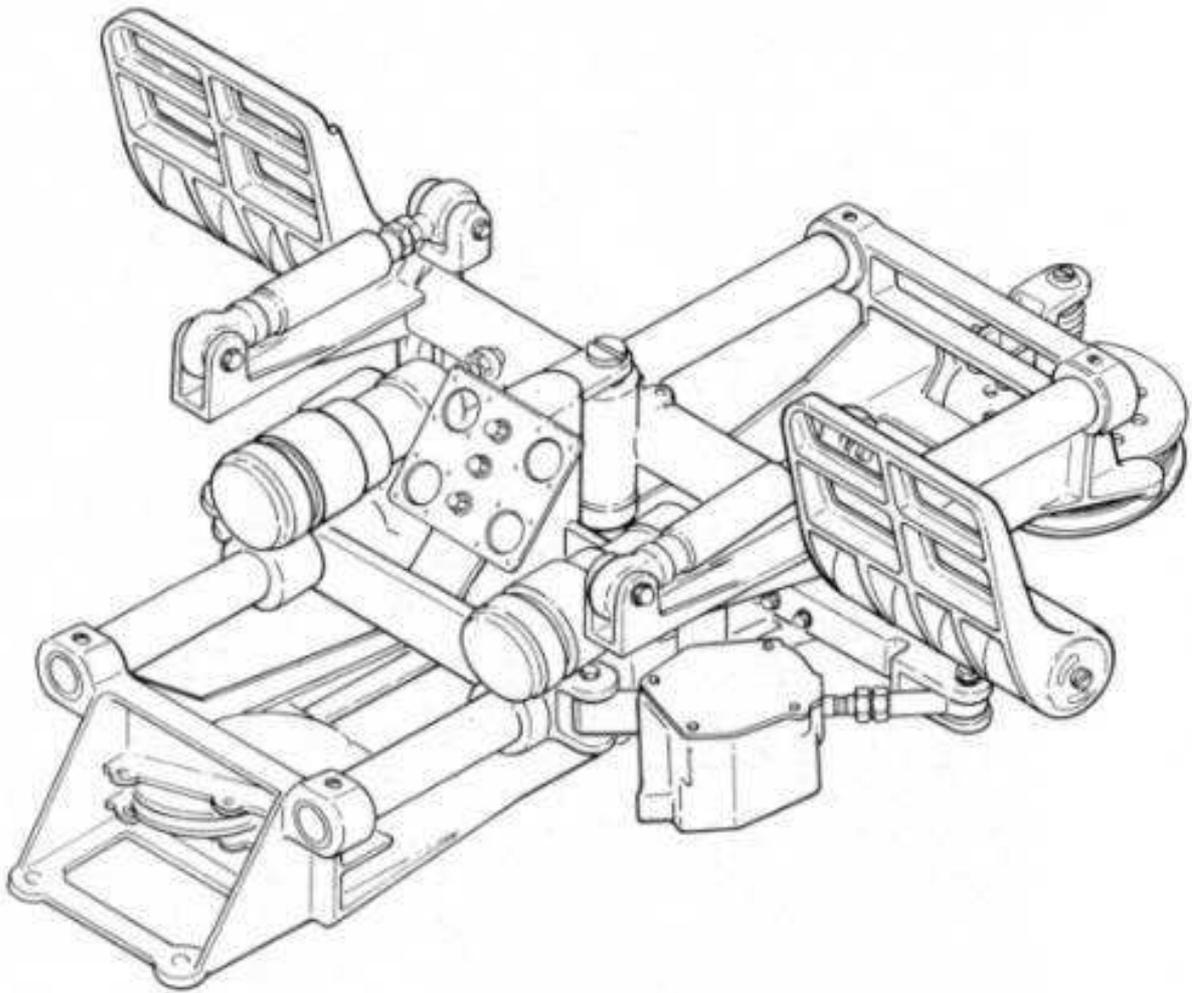
Les sources d'énergie électrique sont groupées pour fournir 2 canaux redondants. Le canal 1 utilise les inverseurs FLCS A et C et l'énergie dc CHAN 1. Le canal 2 utilise les inverseurs FLCS B et D et l'énergie dc CHAN 2. Si un inverseur est défaillant, Un frein de pédale, soit CHAN 1 ou CHAN 2, sera inopérant. Si une défaillance double d'inverseur survient, les 2 freins canal 1 ou 2 peuvent être inopérant, ou un frein dans chaque canal peut être inopérant. Une défaillance d'inverseur peut être indiquée par les voyants FLCS PWR sur le panneau de



bouton test (figure 1-9). Les labels adjacents aux voyants indiquent le frein et le canal affecté par chaque défaillance.

Les sources d'énergie de CHAN 1 et CHAN 2 sont sur les bus batterie n°1 et n°2 respectivement.

SYSTEME DE FREIN DE PEDALES



Quel que soit le canal sélectionné, la pression hydraulique de 3 des 6 pistons de chaque frein est contrôlé par énergie électrique de la source d'énergie de CHAN 1 et la pression vers les 3 autres pistons de chaque frein par énergie électrique de la source de CHAN 2. Si l'une de ces sources de lache, seule la moitié d'un piston est alimenté et davantage de force d'appui sur pédale sera nécessaire pour s'arrêter. Si les 2 sources de lachent ou si tous les inverseurs FLCS sont coupés, les freins de pédales seront totalement inopérants.



Les canaux 1 et 2 utilisent des éléments de circuit redondants séparés pour contrôler les freins et utilise les mêmes sauf quand CHAN 1 est sélectionné, les 2 sources de sont placées sur OFF

quand la poignée LG est sur UP. Avec le CHAN 1 sélectionné, les freins fonctionnent seulement avec la poignée LG baissée ; avec le CHAN 2 sélectionné, les freins sont utilisables avec la poignée LG soit sur UP soit sur DN. Si la poignée LG est bloquée en position UP, le CHAN 2 doit en plus sélectionné pour permettre le freinage.

SYSTEME DE FREINAGE DU ROULEMENT DES ROUES

Le système de freinage du roulement des roues fournit de la pression de freinage hydraulique pour stopper le roulement des roues lors de la rétraction du train. La pression hydraulique est évacuée quand le train est rentré et verrouillé.

BOUTON DE CANAL DE FREINS



Figure 1-22

Le bouton de canal BRAKES (figure 1-22), situé sur le panneau de contrôle LG, a comme positions CHAN 1 et CHAN 2 et permet une sélection du système de frein. CHAN 1 est la position normale.

FREIN DE PARKING

Le frein de parking maintient l'avion immobile sans utiliser les freins de pédales. Le frein de parking est activé par le bouton ANTI-SKID (figure 1-22), situé sur le panneau de contrôle LG, et fournit une pression complète aux freins de roues. Il peut également être utilisé comme frein de secours si les freins de pédales sont inopérants. Le frein de parking nécessite l'énergie du bus batterie et du système hydraulique B ou un des accumulateur JFS (l'accumulateur qui n'est pas utilisé au démarrage pour START 1).



SYSTEME ANTI-PATINAGE

Le système anti-patinage est disponible dans chacun canaux de freins à tout moment où les freins de pédales sont alimentées.

Les fonctions sont :

- Contrôle du patinage au touché des roues – Evite l'application des freins avant le roulement des roues même si les freins de pédales sont appuyés.
- Contrôle de l'anti-patinage proportionnel – Evite un dérapage due à un surfreinage à une vitesse-sol de plus de 5 kt.
- Contrôle de l'anti-dérapiage des roues verrouillées – En secours du contrôle de l'anti-patinage proportionnel, il fonctionne à une vitesse-sol de plus de 20 kt.
- Détection d'une défaillance de l'anti-patinage – Détecte un dysfonctionnement du système d'anti-patinage.

Si une panne est détectée, le voyant d'alerte ANTI-SKID s'allume et le système de frein bascule automatiquement sur pression oscillatoire (pression on-off à impulsions de fréquence constante). Dans ce mode, l'efficacité de freinage est réduite d'environ 50% ; cependant, le freinage est meilleur qu'en freinage manuel (ANTI-SKID sur OFF). La somme des oscillation de freinage est fonction de la pression appliquée aux pédales. Les oscillations de freinage continueront jusqu'à ce le bouton ANTI-SKID soit placé sur OFF. A ce moment, le voyant d'alerte ANTI-SKID restera allumé et le système de frein reviendra en contrôle manuel. Puis les freins peuvent être verrouillés en appliquant davantage de pression sur les pédales, ce qui peut entraîner un éclatement des pneus.

Le système d'anti-patinage ne fournira pas de protection de roue verrouillée ou patinée si les roues du MLG ne roule pas du fait d'un aquaplaning. Si un WOW survient avant le roulement d'au moins 1 roue du MLG, les freins de roues deviendront opérants sans la protection anti-patinage.



Bouton ANTI-SKID



Figure 1-22

Le bouton ANTI-SKID (figure 1-22) est situé sur le panneau de contrôle LG.

Les fonctions sont :

- PARKING BRAKE – Une pression de freinage complète non-mesurée est appliquée avec la manette des gaz entre OFF et IDLE et WOW. Avancer la manette des gaz de plus d'1 pouce au-delà du IDLE libère automatiquement le frein de parking et replace le bouton sur ANTI-SKID.
- ANTI-SKID – la protection anti-patinage est disponible.
- OFF – l'anti-patinage et le frein de parking sont désactivés.



Voyant d'alerte ANTI-SKID



Le voyant d'alerte ANTI-SKID (figure FO-15), situé sur le panneau de voyants d'alerte, s'allume quand un dysfonctionnement survient avec le bouton ANTI-SKID sur ANTI-SKID. Il s'allume également quand la poignée LG est abaissée et que le bouton est sur OFF.



Schématique du système de freinage

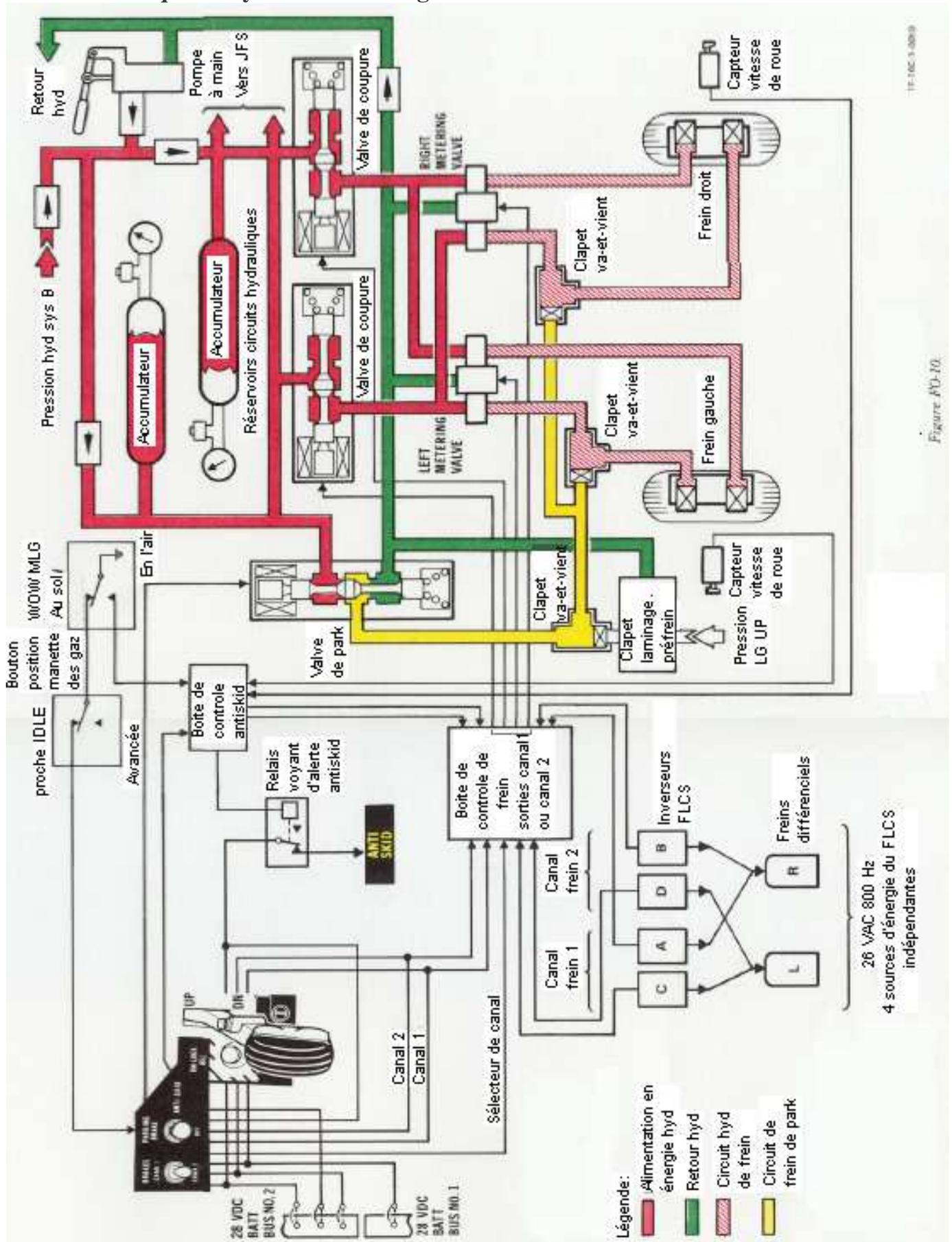




Photo Copyright © Philippe Noret

AIRLINERS.NET

SYSTEME D'AÉROFREINS



SYSTEME D'AEROFREINS

Le système d'aérofreins comprend 2 paires de surfaces haute et basse situées de chaque côté de la tuyère moteur et vers l'intérieur des gouvernes de profondeur et est alimenté par le système hydraulique A. Les aérofreins s'ouvriront de 60° avec le train rentré. Avec le train sorti, l'ouverture des aérofreins est limité à 43° pour éviter aux surfaces basses de toucher la piste lors de l'atterrissage. Cette limitation peut être surpassée en maintenant le bouton SPD BRK en position ouverte. Quand la jambe du NLG est comprimée à l'atterrissage, les aérofreins peuvent être complètement ouverts et resteront complètement ouverts sans maintenir le bouton SPD BRK.

Bouton SPD BRK



Ouverture des AF par incréments

Fermeture des AF

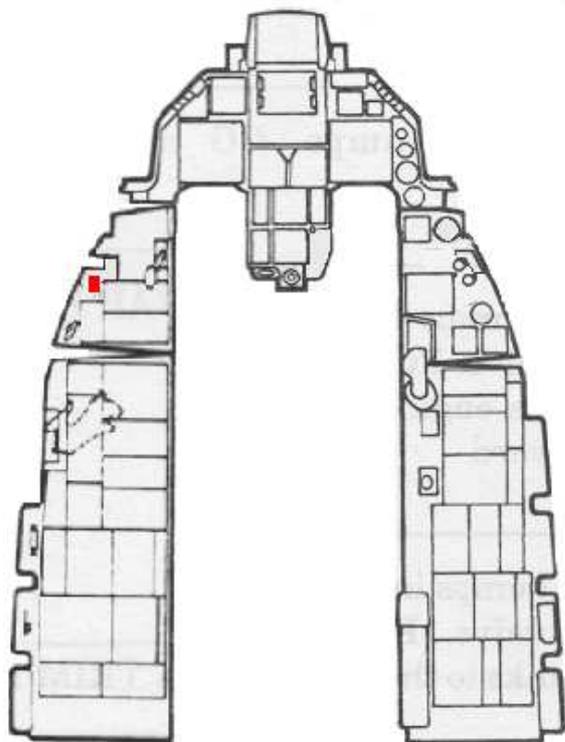
Figure 1-23

Le bouton SPD BRK (figure 1-23), situé sur la manette des gaz, est un bouton à 3 positions. La position ouverte (vers l'arrière) est commandée sur OFF (centre) et permet une ouverture par incréments. La position fermée (vers l'avant) a une détente permettant en un clic de fermer les aérofreins. Pour éviter un possible oubli, le bouton devrait être maintenu en position fermée.

Sur le F-16D, les boutons d'aérofreins sont connectés en parallèle et chacun peut être surpassé par l'autre en maintenant la position ouverte. Si un bouton est en position fermée, les aérofreins se fermeront quand l'autre aura relâché la position ouverte.



Indicateur de position des aérofreins



Aérofreins fermés



Aérofreins ouverts

Figure 1-23

Un indicateur à 2 position SPEED BRAKE (figure 1-23) est situé sous le panneau de contrôle LG.

Les fonctions sont :

- Ronds – les aérofreins ne sont pas fermés.
- Rayures – l'énergie électrique est retirée de l'indicateur.



SYSTEME D'ARRÊT



SYSTEME D'ARRET

La crosse (hook en anglais) est contrôlée électriquement et utilisée pneumatiquement. La pression pneumatique est fournie par la boîte pneumatique d'urgence LG/hook qui contient suffisamment de pression pour baisser le train et la crosse.

Lorsque sortie, la pression pneumatique maintient la crosse sur la piste. Quand rétractée de manière significative, la crosse monte suffisamment pour permettre au câble d'être libéré ou désengagé. La crosse est prépositionnée partiellement levée pour permettre de rouler au-dessus du câble. La crosse doit être relevée manuellement pour la remettre en place.

Bouton HOOK



Figure 1-22

Le bouton HOOK (figure 1-22) est situé sur le panneau de contrôle LG. Le bouton est bloqué en position UP ou en position DN. Placer le bouton sur DN entraîne l'abaissement de la crosse. Le retour en position UP rétracte partiellement la perche. Sur le F-16D, chaque bouton HOOK peut être utilisé pour sortir la crosse. Les 2 boutons HOOK peuvent être positionnés sur UP pour relever la crosse.



Voyant d'alerte HOOK



Le voyant d'alerte HOOK (figure FO-15), situé sur le panneau de voyants d'alerte, s'allume chaque fois que la crose n'est pas relevé et verrouillée.



SYSTÈME DE VOLETS D'AILE



SYSTEME DE VOLETS D'AILE

BECS DE BORD D'ATTAQUE (LEF)

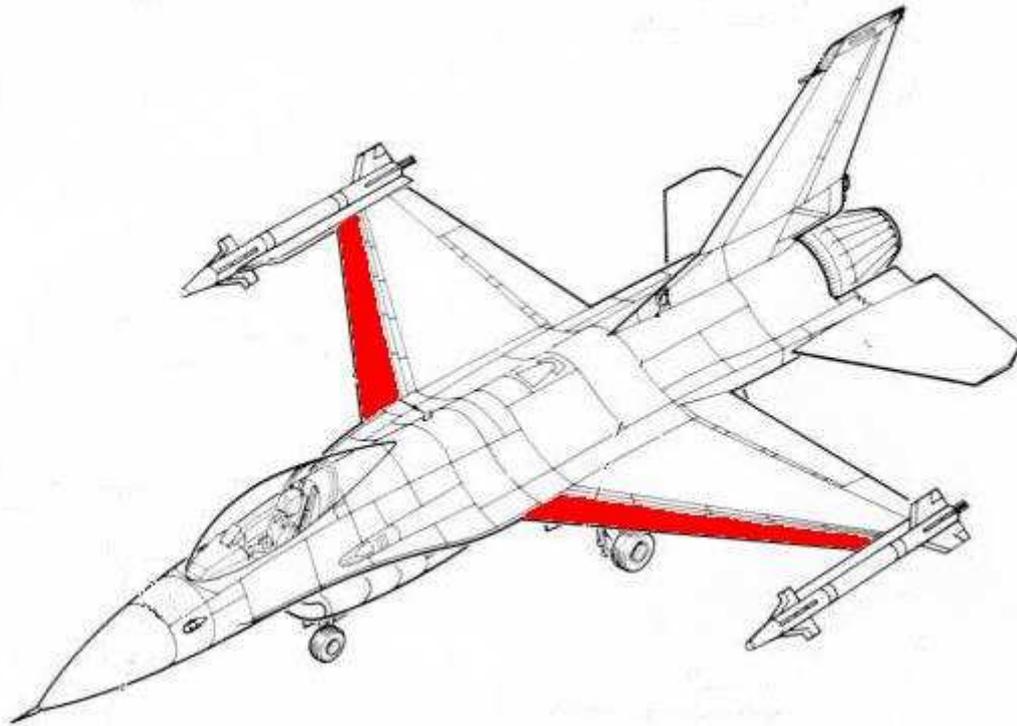


Figure 1-23

Les LEF (Figure 1-23) comprennent un volet sur toute la longueur du bord d'attaque de chaque aile contrôlés en fonction du nombre de Mach, de l'AOA et de l'altitude par signaux de commande de l'ECA.

Les LEF sont automatiquement programmés quand le bouton LE FLAPS est sur AUTO.

Les exceptions sont :

- Quand du poids est sur le MLG (les LEF seront 2° haut).
- Quand la manette des gaz est sur IDLE et que la vitesse des roues du MLG est supérieure à 60 kt (les LEF seront 2° haut).
- Quand le FLCS est en fonctionnement mode de secours. Référez vous à Mode de Secours dans cette section.



Bouton LE FLAPS

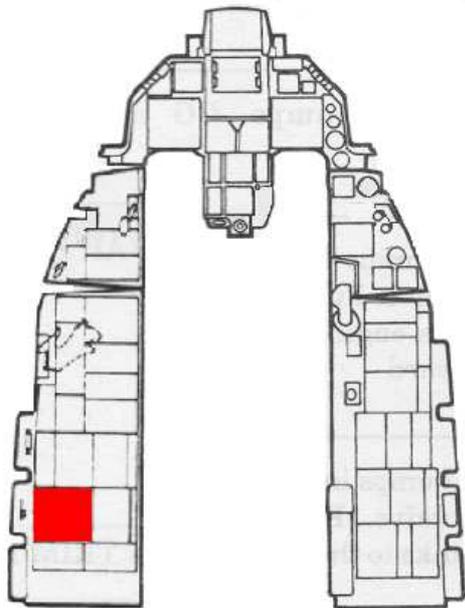


Figure 1-24

Le bouton LE FLAPS fait partie du panneau de contrôle de vol.



VOLETS DE BORD DE FUITE (FLAPERONS)

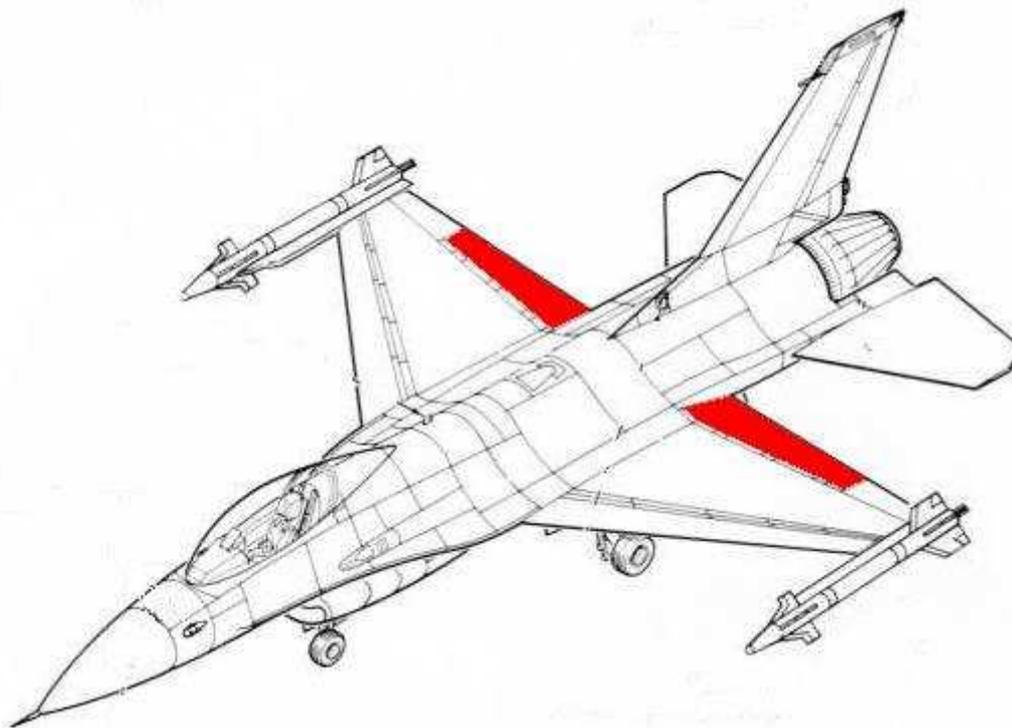


Figure 1-25

Les flaperons (Figure 1-25) sont situés sur le bord de fuite d'aile et fonctionnent comme ailerons et TEF. Les flaperons ont une déflexion maximale de 20° vers le bas et de 23° vers le haut. Quand actionnés comme volets, la déflexion est vers le bas ; quand actionnés comme ailerons, la déflexion est vers haut ou vers le bas, comme commandé. Les 2 fonctions sont utilisables tant que le FLCS est alimenté. Les TEF sont contrôlés en fonction de la position de la poignée LG, du bouton ALT FLAPS, de la vitesse-air et du nombre de Mach. Positionner la poignée LG sur DN ou le bouton ALT FLAPS sur EXTEND entraîne une déflexion vers le bas des TEF et le FLCS passe en mode TO/LDG. Pour une vitesse-air inférieure à 240 kt, la position des TEF sera 20° bas. Au-dessus de 240 kt, les TEF réduisent la déflexion en fonction de la vitesse-air jusqu'à être complètement rentrés à 370 kt.



Bouton ALT FLAPS



Figure 1-24

Le bouton ALT FLAPS (figure 1-24) est situé sur le FLCP pour le F-16C. Avec le bouton sur NORM, les TEF sont contrôlés par la poignée LG et la vitesse-air. Placer le bouton sur EXTEND abaisse les TEF seulement en fonction de la vitesse-air. Le bouton ALT FLAPS n'affecte pas l'utilisation des bords de fuite (LEF) à moins que le FLCS ne soit utilisé en mode de secours. Voir Mode de Secours dans cette section.



FLCS

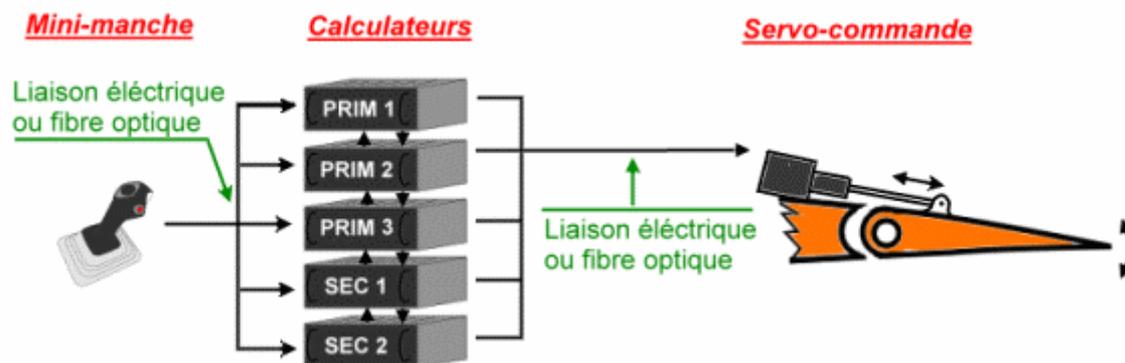


SYSTEME DE CONTROLE DE VOL (FLCS)

Généralités

Les commandes de vol, servent à actionner les gouvernes de l'avion afin de contrôler sa trajectoire.

Classiquement, les ordres que donne aux commandes le pilote, sont répercutés tels quels via des liaisons rigides utilisant des câbles et/ou des biellettes, des renvois, des poulies etc...jusqu'à la gouverne elle même. Les efforts engendrés par les forces aérodynamiques sur les avion de grande taille et volant vite sont tels que ces commandes sont muent par énergie hydraulique afin d'aider le pilote. Ces circuits hydrauliques exercent des efforts nécessaire sur la timonerie de la commande comme une direction assistée dans une voiture. La liaison mécanique entre la commande et la gouverne demeure et tout déplacement de l'une entraîne le déplacement de l'autre.



Le système de commande de vol électrique est radicalement différent en ce sens qu'il n'existe plus de liaison mécanique entre la commande (manche à balais) et la gouverne (profondeur et ailerons). Le déplacement du manche est capté et quantifié par des capteurs électriques (potentiomètres) et envoyé vers un calculateur qui répercute cet ordre à des vérins hydrauliques commandés électriquement qui eux actionnent la gouverne.

On y gagne en poids, en simplicité puisque la liaison mécanique n'existe plus et surtout, étant donné que l'ordre donné par le pilote transite par un calculateur avant d'être répercuté à la gouverne, on peut envisager toute forme d'aide ou de surveillance à ce stade. Les Airbus nouvelle-génération fonctionnent selon ce principe: Si le pilote donne un ordre que le calculateur considère comme pouvant entraîner des dommages à l'avion, il refuse de le répercuter à la gouverne, ou bien il le module en intensité pour rester dans les limites du domaine de vol de l'avion. Ce dernier est protégé de toute manœuvre dangereuse que pourrait faire le pilote par inadvertance. Les calculateurs de commandes de vol ne se contentent pas de "surveiller" les ordres des pilotes, il les aide en donnant aux gouvernes des ordres compensant de façon transparente les effets secondaires aérodynamiques gênants tels que le lacet inverse, le roulis induit, ou bien en aidant le pilote en effectuant par exemple la coordination en virage.

L'ensemble des conventions auquel se conforme le calculateur en fonction des demandes des pilotes s'appellent "loi de pilotage". La loi normale ou loi C* (prononcer "çé star") permet un pilotage aisé, sûr et précis écartant tout problèmes tels que la mise en virage engagé par inadvertance, le décrochage, la mise en vrille ou l'adoption de positions scabreuses (vol inversé, piquer ou chandelles exagérées etc...). De plus, cette loi permet au pilote de braquer à fond les



commandes, laissant en situation d'urgence au calculateur le soin de tirer la quintessence aérodynamique de l'avion en l'emmenant aux limites extrêmes de ses possibilités bien plus sûrement et efficacement que ne saurait le faire le pilote le plus entraîné sur un avion conventionnel.

FLCS du F-16C

Le FLCS est un système fly-by-wire à 4 chaînes contrôlé par ordinateur qui positionne hydrauliquement les gouvernes. Des signaux électriques sont générés par le manche, les palonniers et un panneau de trim manuel. La redondance est fournie en chaînes électroniques, systèmes hydrauliques et alimentation en énergie. Un panneau de contrôle de vol (FLCP) fournit des contrôles et indications de dysfonctionnement.

Des signaux de commande au FLCC sont initiés en appliquant une force sur le manche et les palonniers. Ces signaux sont analysés par le FLCC avec les signaux du système de données air, les gyros de taux de contrôle de vol et les accéléromètres. Les signaux analysés sont transmis aux ISA des gouvernes horizontales, des flaperons et du gouvernail qui sont positionnés pour donner la réponse commandées.

Le mouvement de tangage est contrôlé par le mouvement symétrique des surfaces horizontales. Le mouvement de roulis est contrôlé par le mouvement différentiel des flaperons et des surfaces horizontales. Le lacet est contrôlé par le gouvernail. La coordination du roulis est fournie par un ARI.

Limitateurs FLCS

Des limitateurs sont fournis sur les 3 axes pour aider à l'évitement de départs de vrilles. Voir le tableau figure 1-23 pour les valeurs de limitations.

Limiteur AOA/G

En mode croisière, le limiteur AOA/G réduit les G positifs possible en fonction de l'AOA. Les G négatifs possibles sont fonction de la vitesse-air. En-dessous de 15° d'AOA, le maximum de G positifs possible est de +9G. Au fur-et-à-mesure que l'AOA augmente, le maximum de G positifs possible diminue. La limite de G positifs et l'AOA maximal dépend de la position du bouton STORES CONFIG. En CAT I, les G positifs diminuent à une valeur de 1G à 25° d'AOA (figure 1-26). L'AOA maximal commandé est d'environ 25.5°. En CAT III, l'AOA maximal varie d'environ 16-18° en fonction du Gross Weight (GW) et des G.



Schéma fonctionnel FLCS

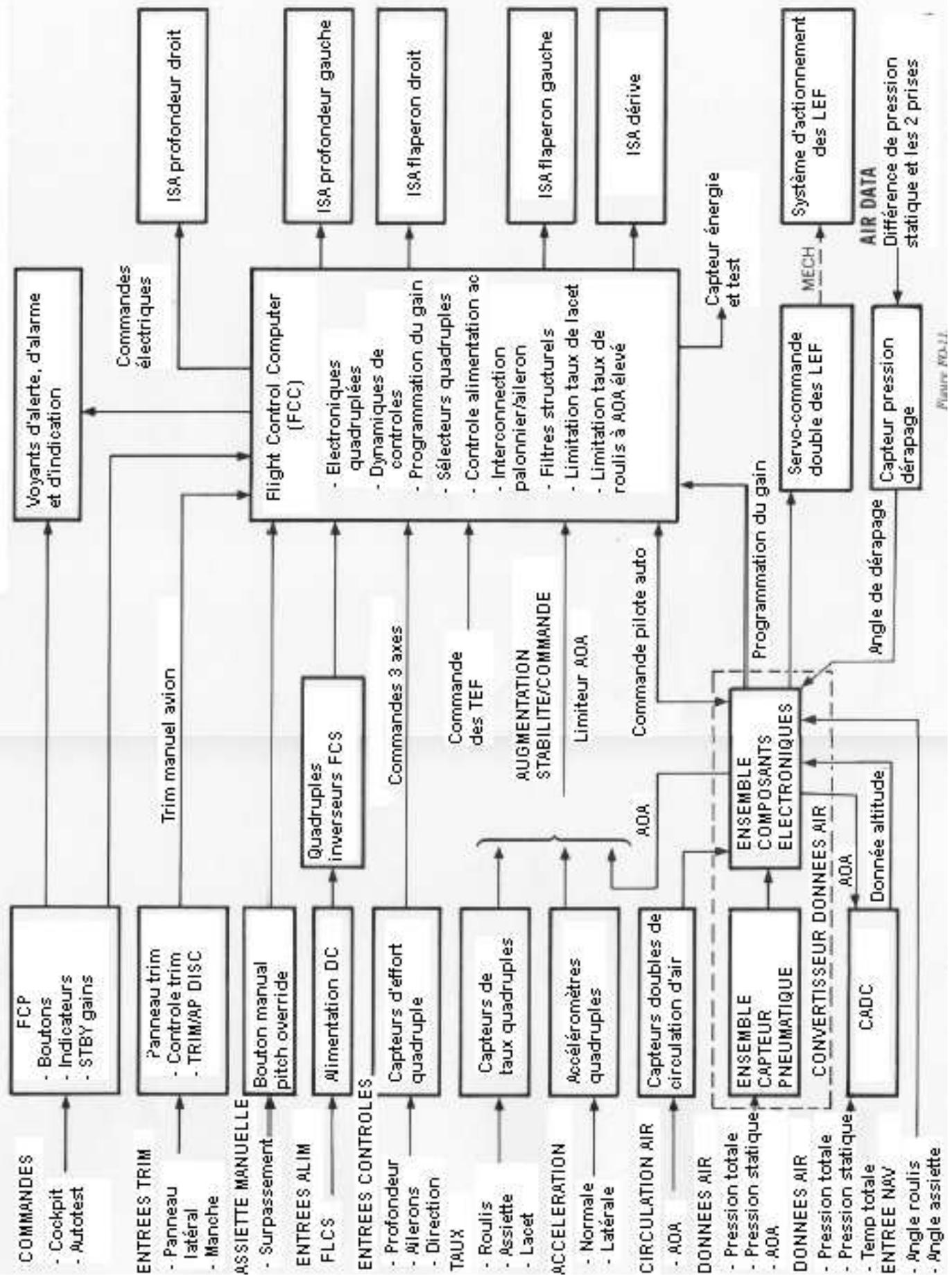


Figure 80-11



FONCTIONS DE LIMITATION FLCS

	AXE DE TANGAGE	AXE DE ROUILS	AXE DE LACET
CAT I	<p>AOA max = 25°</p> <p>Système de commande de G jusqu'à 15° d'AOA</p> <p>Système de commande de G/AOA au-dessus de 15° d'AOA</p>	<p>Le taux de roulis max diminue avec :</p> <ul style="list-style-type: none"> • AOA > 15° • Vitesse-air < 250 kt • Déflexion des surfaces horizontales supérieure à 5° bas pour le bord de fuite 	<p>La déflexion max (pédales de palonniers) réduite pour :</p> <ul style="list-style-type: none"> • AOA > 14° (taux de roulis nul) • Taux de roulis > 20°/s <p>NOTE</p> <p>Débattement des pédales nul à 26° d'AOA</p>
CAT III	<p>AOA max = 16-18° (fonction du GW)</p> <p>Système de commande de G de 7° d'AOA à 100 kt jusqu'à 15° d'AOA à 420 kt au-dessus</p> <p>Système de commande de G/AOA au-dessus de ces valeurs</p>	<p>Le taux de roulis max est réduit d'environ 40% par rapport au CAT I. Il diminue davantage avec l'AOA, la vitesse-air et la position des surfaces horizontales</p>	<p>La déflexion max (pédales de palonnier) est réduite pour :</p> <ul style="list-style-type: none"> • AOA > 3° (taux de roulis nul) • Taux de roulis > 20°/s <p>NOTE</p> <p>Débattement des pédales nul à 15° d'AOA</p>



<p>NOTES</p>	<ul style="list-style-type: none"> • En mode TO/LDG, le FLCS utilise le système de commande de taux de tangage jusqu'à 10° d'AOA et le système de commande de taux de tangage/AOA au-dessus de 10° d'AOA. • +9G est possible jusqu'à 15° d'AOA. Les G max diminuent en fonction de l'AOA et de la vitesse-air. 	<p>En mode TO/LDG, le taux de roulis max est fixé à environ la moitié du taux de roulis max possible en mode croisière, quelque soit l'AOA, la vitesse-air ou la déflexion des surfaces horizontales.</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Au-dessus de 29° d'AOA, le limiteur de taux de lacet se déconnecte des entrées de roulis du manche et fournit des entrées de contrôle d'anti-vrille. • Au-dessus de 29° d'AOA avec le MPO engagé, la déflexion du gouvernail commandé par le palonnier est possible. • La déflexion max (30°) est toujours possible via le ARI et une augmentation de stabilité.
--------------	--	---	--

Figure 1-26



Fonction limiteur d'AOA/G (mode croisière)

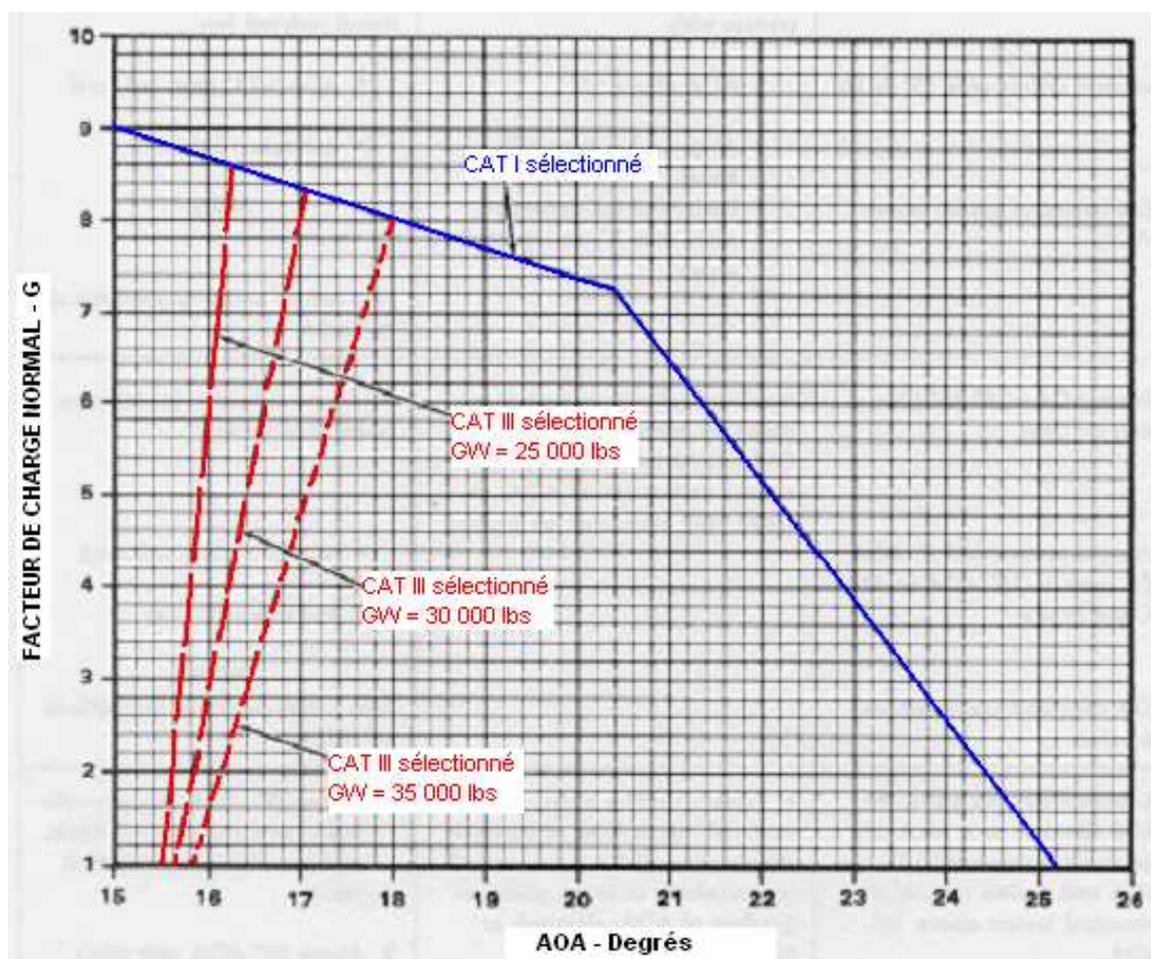


Figure 1-27

Les G négatifs possibles au-dessus d'environ 250 kt est de $-3G$. En-dessous de 250 kt, les G négatifs possibles diminuent jusqu'à en-dessous d'environ 100 kt où les G négatifs max possibles sont de zéro G.

En mode TO/LDG, le bouton STORES CONFIG n'a pas d'effets sur les limitations ou les modes. Les G positifs max sont fonctions de la vitesse-air et de l'AOA. La limite de commande de G négatifs n'est pas fonction de la vitesse-air. C'est une limite fixe. L'AOA max pour 1G est d'environ 21° .

En inversé ou départs vers le haut à droite, le limiteur d'AOA/G surpassera les commandes de tangage du manche si le MPO n'est pas engagé. Le MPO peut toujours surpasser la fonction de G négatifs du limiteur. Il peut également surpasser la fonction d'AOA du limiteur quand l'AOA est au-dessus de 29° . Voir le MPO dans cette section.



Limiteur de taux de roulis

En mode croisière, le limiteur de taux de roulis réduit le taux de roulis possible pour aider à la prévention de départs en roulis déclenché. L'action est réduite au fur-et-à-mesure que la vitesse-air diminue, que l'AOA augmente ou que la déflexion des surfaces horizontales de bord de fuite diminue. En mode TO/LDG, la limitation du taux de roulis est possible mais est une valeur fixe indépendante de l'AOA, de la vitesse-air ou de la position des surfaces horizontales.

Limiteur de lacet

En mode croisière, le limiteur de lacet réduit la déflexion des palonniers en fonction de l'AOA, du taux de roulis et de la position du bouton STORES CONFIG pour assurer une protection contre les départs de vrilles. Cependant, l'autorité de l'ARI, la l'augmentation de stabilité et autorité du trim ne sont pas réduits. En mode TO/LDG, la limitation de l'autorité du lacet en CAT I est fournie.

Limiteur de taux de lacet

Quand l'AOA dépasse 29°, le limiteur de taux de lacet surpasse les entrées de roulis du manche. Le limiteur de lacet fournit le contre-lacet et flaperon avec le taux de lacet jusqu'à un AOA en-dessous de 29° pour améliorer la résistance aux vrilles. Le limiteur de taux de lacet n'est pas actif pour des départs inversés ; en-dessous de 29° d'AOA, le limiteur de taux de lacet fournit aucune protection contre les départs contre-lacet.

MODES FLCS

Lors d'une utilisation normale, le FLCS reçoit les entrées de l'ADC et fournit une réponse de l'avion relativement constante pour des mouvements du manche donnés, quel que soit l'altitude ou la vitesse-air. Cette réponse varie légèrement en fonction de la configuration. Dans l'éventualité d'une défaillance des données air doubles, le FLCS passera en mode de secours.

Mode croisière

Le FLCS est en mode croisière avec la poignée LG sur UP, le bouton ALT FLAPS sur NORM et le bouton AIR REFUEL sur CLOSE. A faible AOA, l'axe de tangage du FLCS est un système de commande de G. Au fur-et-à-mesure que l'AOA augmente, le FLCS passe en système G mélangé au système AOA pour fournir une alerte de fort AOA/faible vitesse. La limitation du taux de roulis diminue en fonction de la faible vitesse-air, d'un fort AOA et de la position des surfaces horizontales.

Mode décollage/atterrissage TO/LDG

Le FLCS est en mode TO/LDG avec la poignée LG sur DN, le bouton ALT FLAPS sur EXTEND ou le bouton AIR REFUEL sur OPEN. En mode TO/LDG, l'axe de tangage du FLCS fonctionne en système de commande de commande du taux de tangage jusqu'à 10° d'AOA et en système de taux de tangage mélangé au système d'AOA au-dessus de 10° d'AOA. La limitation du taux de roulis est disponible mais est une valeur fixe indépendante de l'AOA, de la vitesse-air ou de la position des surfaces horizontales.



Mode secours

En mode secours, la réponse de contrôle est taillée pour une altitude fixe (au niveau de la mer, jour standard) et vitesse-air fixe (la poignée LG sur UP, environ 600 kt ; la poignée LG sur DN, environ 230 kt). Les voyants suivants s'allument : STABY GAINS, ADC, LE FLAPS et FLT CONT SYS. Le voyant ADC peut se remettre à zéro en fonction de la panne.

Quand utilisé en mode secours, les LEF seront à zéro degrés avec la poignée LG sur UP et le bouton ALT FLAPS sur NORM. Les LEF s'abaissent de 15° si la poignée LG est sur DN ou que le bouton ALT FLAPS sur EXTEND. L'utilisation des TEF n'est pas affecté par le mode secours.

Le voyant STBY GAINS ne peut pas être remis à zéro en vol et le FLCS continue d'utiliser des ains fixes même si les pannes sont résorbées. Le voyant peut être remis à zéro quand du poids est appliqué sur le MLG.

Enregistreur de données FLCS

L'enregistreur de données FLCS conserve les mêmes informations que les enregistreurs du FLCC et de l'ECA y compris les données de pannes FLCS, les données de position des gouvernes, la vitesse-air, l'altitude, l'AOA et le temps écoulé depuis le décollage. Un ensemble de données peuvent être enregistrés à tout moment en vol en appuyant sur le bouton FCS CAUTION RESET. Cette information est particulièrement utile pour déterminer l'origine d'un dysfonctionnement de la réponse du FLCS. Le bouton FCS CAUTION RESET doit être utilisé avec modération dans certaines circonstances du fait de la capacité de mémoire limitée. L'enregistreur de données FLCS est relié au siège éjectable (avant pour le F-16D) (figure 1-38) et part avec le siège lors de l'éjection.

COMPENSATION DU CANON

Le FLCS compense automatiquement le canon décentré et les effets aérodynamiques des émissions de gaz du canon lors de tirs en déplaçant les flaperons et le gouvernail. La compensation du canon est optimisée pour une zone de Mach 0.7 à Mach 0.9 ; de plus, tout mouvement doit être éliminé. Par exemple, un tir canon à faible Mach va généralement entraîner un déplacement du nez vers la gauche alors qu'un mouvement du nez vers la droite est plus fréquent à un Mach plus élevé. Une défaillance de la surveillance des circuits de compensation du canon n'est pas fournie et il n'y a pas d'indications ou de voyants d'alerte pour une compensation incorrecte.



CONTROLES DU FLCS

Mini-manche



Figure 1-28

Le mini-manche (figure 1-28) est un système à capteur d'effort qui comprend des potentiomètres pour les axes de roulis et de tangage, bouge d'environ ¼ de pouce sur les 2 axes et est tourné légèrement vers l'avant.

Les pressions vers l'arrière et vers l'avant maximales sont respectivement de 25 et 16 pouces. La pression en roulis maximale est de 17 pouces en mode croisière et de 12 pouces en mode TO/LDG. Quand les boutons du manche sont utilisés, les entrées du FLCS sont possibles.

Un support de bras peut être utilisé en conjonction avec le manche et est situé à l'arrière du manche.

Palonniers

Les palonniers sont à capteurs de force et comprennent des potentiomètres. La force appliquée sur les pédales produit des signaux électriques de commande.

Les pédales des palonniers sont également utilisées pour les freins et les signaux NWS. Le palonnier est activé mécaniquement.

Panneau de Trim Manuel

Le panneau de trim manuel (figure 1-26), situé sur la console de gauche, comprend les contrôles de trim et des indicateurs.



Panneau de contrôle de vol (FLCP)

Le FLCP (figure 1-24), situé sur la console de gauche, comprend des indicateurs et des contrôles liés aux fonctions de contrôle de vol.

Bouton de surpassement de tangage manuel (MPO)

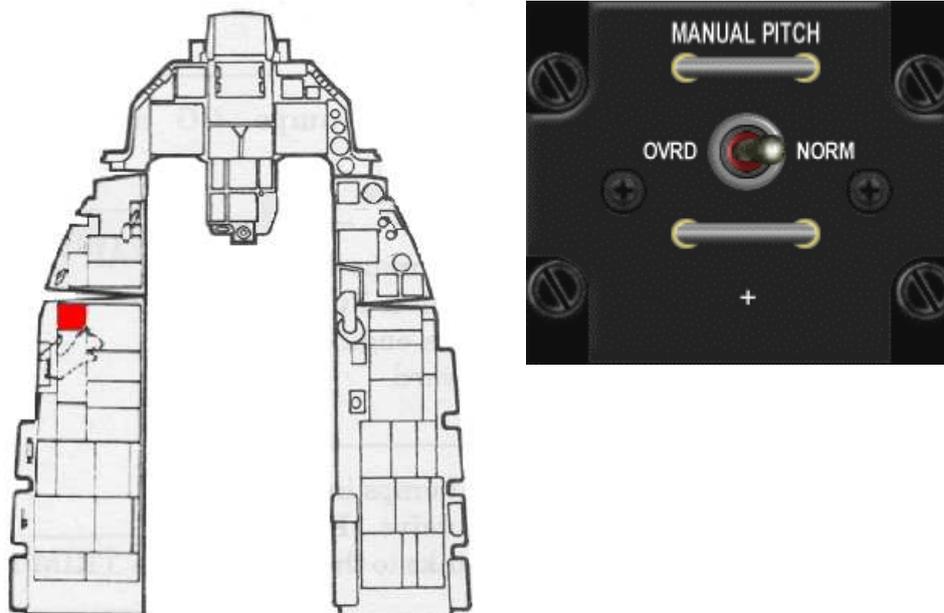


Figure 1-29

Le bouton MPO (figure 1-27) a 2 positions, NORM et OVRD, et est pré-positionné sur NORM. Ce bouton est utilisé par de conditions de décrochage pour permettre un contrôle manuel des surfaces horizontales. Positionner et maintenir le bouton OVRD surpasse le limiteur de G négatifs. Si l'AOA est supérieur à 29°, il surpasse le limiteur d'AOA/G et permet des impulsions du gouvernail.



Bouton STORES CONFIG



Figure 1-30

Le bouton STORES CONFIG (figure 1-30) a 2 positions, CAT I et CAT III. La position CAT I doit être sélectionnée quand l'avion est configuré avec un chargement de catégorie I. La position CAT III est sélectionnée quand l'avion est configuré avec un chargement de catégorie III.

La limitation d'AOA est fournie. Voir les LIMITEURS FLCS dans cette section pour une description du limiteur d'AOA des catégories I et III.

Voyants d'indication, d'alerte et d'alarme FLCS

Le tableau de bord, la console de droite, le FLCP et le panneau de boutons test comprennent des voyants d'indication, d'alerte et d'alarme pour le FLCS.



Voyant d'alarme DUAL FC

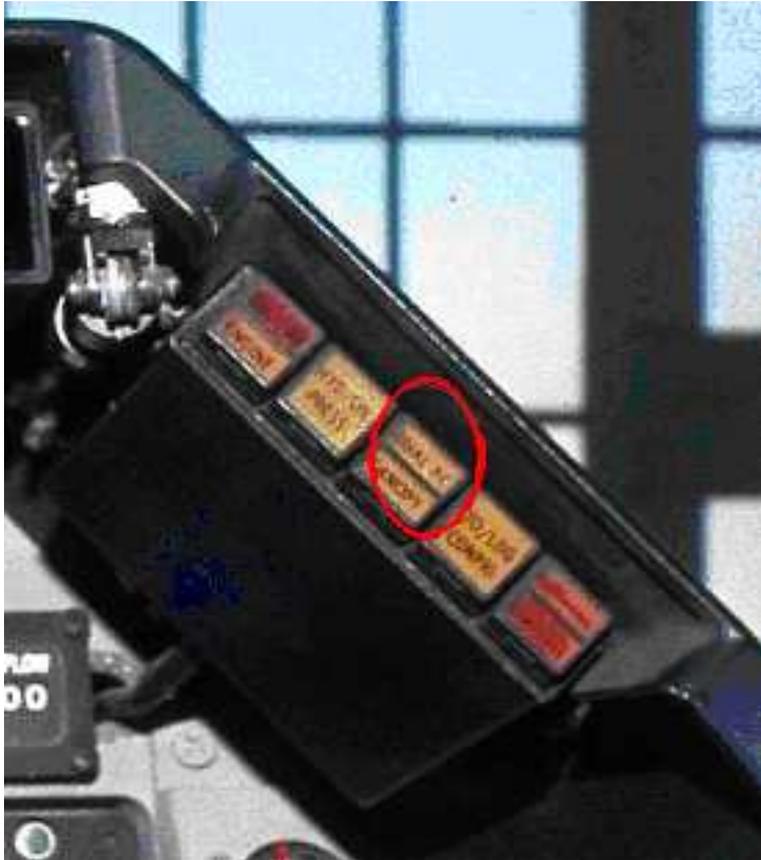


Figure 1-31

Le voyant d'alarme DUAL FC, situé sur la casquette droite du cockpit, s'allume pour indiquer qu'un dysfonctionnement double s'est produit sur l'un des axes de contrôle électrique, dans un ISA ou une portion AOA du système de données air. Le voyant d'alerte FLT CONT SYS et les voyants d'indications associés sur le FLCP s'allumeront également.

Voyant d'alarme TO/LDG CONFIG

Voir SYSTEME DE TRAIN D'ATERRISSAGE dans cette section.



Voyant d'alerte FLCS FAULT



Le voyant d'alerte FLCS FAULT (figure FO-15), situé sur le panneau de voyant d'alerte, s'allume quand une panne survient sur le FLCS. Les voyants d'indication FLCP associés s'allumeront également.

MINI-MANCHE

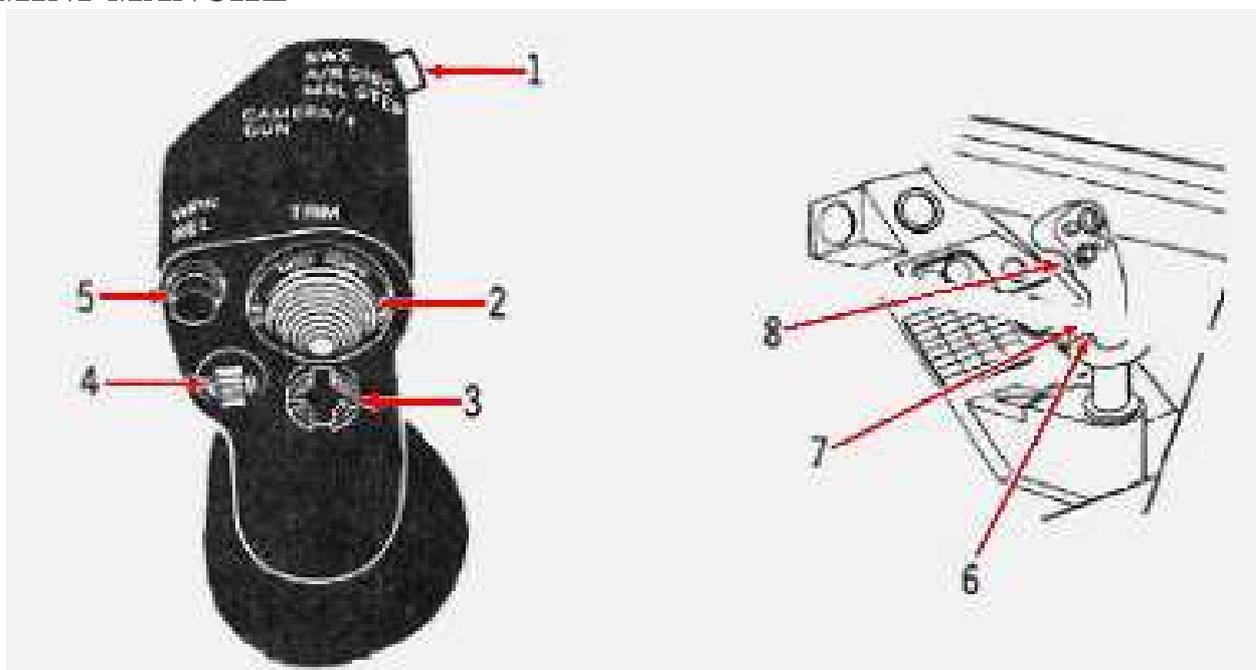


Figure 1-25



CONTROLES DU MANCHE

CONTROLE		POSITION	FONCTION
1. Bouton NWS A/R DISC MSL STEP	NWS	Appuyé (au sol)	Active le NWS
		Appuyé (2 ^e fois)	Désactive le NWS
	A/R DISC	Appuyé (en vol)	Déconnecte l'attache de la perche. Le bouton AIR REFUEL doit être sur OPEN
	MSL STEP	Appuyé (en vol)	Active la fonction rail de missile.
2. Bouton TRIM	NOSE DOWN	Vers l'avant	Compense le nez vers le bas
	NOSE UP	Vers l'arrière	Compense le nez vers le haut
	LWD	Vers la gauche	Compense le roulis vers la gauche
	RWD	Vers la droite	Compense le roulis vers la droite
3. Bouton Display Management		Vers le haut	Voir T.O. 1F-16C-34-1-1 pour une description détaillé des fonctions des boutons
		Vers le bas	
		Vers la gauche	
		Vers la droite	
4. Bouton Target Management		Vers le haut	Voir T.O. 1F-16C-34-1-1 pour une description détaillé des fonctions des boutons
		Vers le bas	
		Vers la gauche	
		Vers la droite	



5. Bouton WPN REL	Appuyé	Un signal est envoyé au FCC ou SMS pour initier le largage d'une munition et utilise la caméra HUD quand elle est sur AUTO
6. Expand/FOV	Appuyé	Des pressions successives modifie la sélection du champs de vision (FOV) du système/capteur affiché comme capteur d'intérêt (SOI)
7. Bouton palette	Appuyé	Interrompt le pilote automatique tant que le bouton est pressé
		Sur le F-16D, pour le surpassement de manche, Voir F-16D dans cette section
8. Gachette CAMERA/GUN (2 positions)	1 ^e détente	Début l'utilisation de l'AVTR/CTVS avec AUTO sélectionné sur le panneau de contrôle AVTR et fournit une illumination laser constante (si sélectionné et armé)
	2 ^e détente	Tir canon (si sélectionné et armé), l'utilisation de l'AVTR/CTVS continue ainsi que l'illumination laser

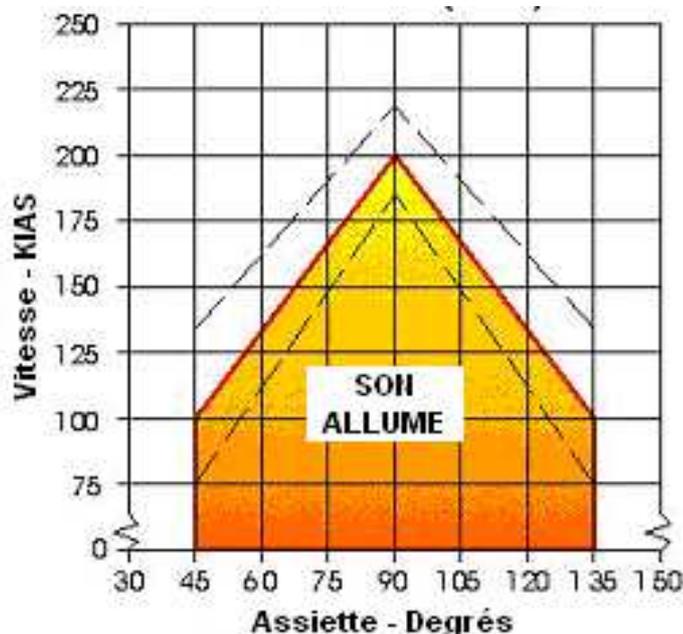
Avec le WOW, si un voyant servo s'allume avec le FLCS qui n'est pas sur auto-test, le voyant d'alerte FLCS FAULT ne pourra pas être remis à zéro jusqu'à ce que le servo soit mis à zéro.

Voyants d'indications du Panneau de Contrôle de Vol (FLCP)

Voir figure FO-15 pour les voyants d'indication situés sur le FLCP.



Signal d'alerte Basse Vitesse



Un signal d'alerte Basse Vitesse (son continu) sonne dans le casque quand l'une des conditions survient :

- L'AOA est supérieur à 15° avec la poignée LG sur DN ou le bouton ALT FLAPS sur EXTEND.
- La vitesse-air conjuguée à l'angle d'incidence se situe dans la zone rayée de la figure 1-29 avec la poignée LG sur UP et le bouton ALT FLAPS sur NORM.

Le signal d'alerte Basse Vitesse a priorité sur l'alarme d'alerte de train d'atterrissage. Appuyer sur le bouton « horn silencer » coupe la sonnerie d'alarme.

La sonnerie d'alarme est réactivée seulement après que les conditions d'alerte ont été éliminées. Le bouton test MAL & IND LTS ne testera pas le son d'alarme de basse vitesse.

TRIM

Les entrées trim tangage peuvent être initiées depuis soit le bouton TRIM du manche soit la roulette PITCH TRIM du panneau de trim manuel. En mode croisière, les entrées du trim tangage sont des signaux à commande de G identiques aux commandes de tangage normales du manche. En mode TO/LDG, le FLCS utilise un système de commande de taux de tangage jusqu'à 10° d'AOA et un système de commande de taux de tangege et d'AOA au-dessus de 10° d'AOA.

Avec le WOW sur les 2 MLG et la vitesse des roues du train principal à plus de 60 kt ou plus, le trim de tangage se centrera automatiquement.



Les entrées de trim roulis peuvent être initiées depuis soit le bouton TRIM du manche soit de la roulette ROLL TRIM du panneau de trim manuel. Pour des configurations assymétriques ou une mauvaise compensation du palonnier, une recompensation du roulis peut être nécessaire au fur-et-à-mesure que les conditions de vol changent. Les entrées de trim roulis commandent également une défexion proportionnelle du palonnier via la fonction ARI.

Le trim de lacet est initié depuis le bouton YAW TRIM sur le panneau de trim manuel uniquement. Pour des configurations assymétriques ou une mauvaise compensation du roulis, une recompensation de lacet peut être initiée au fur-et-à-mesure que les conditions de vol changent.

PANNEAU DE TRIM MANUEL

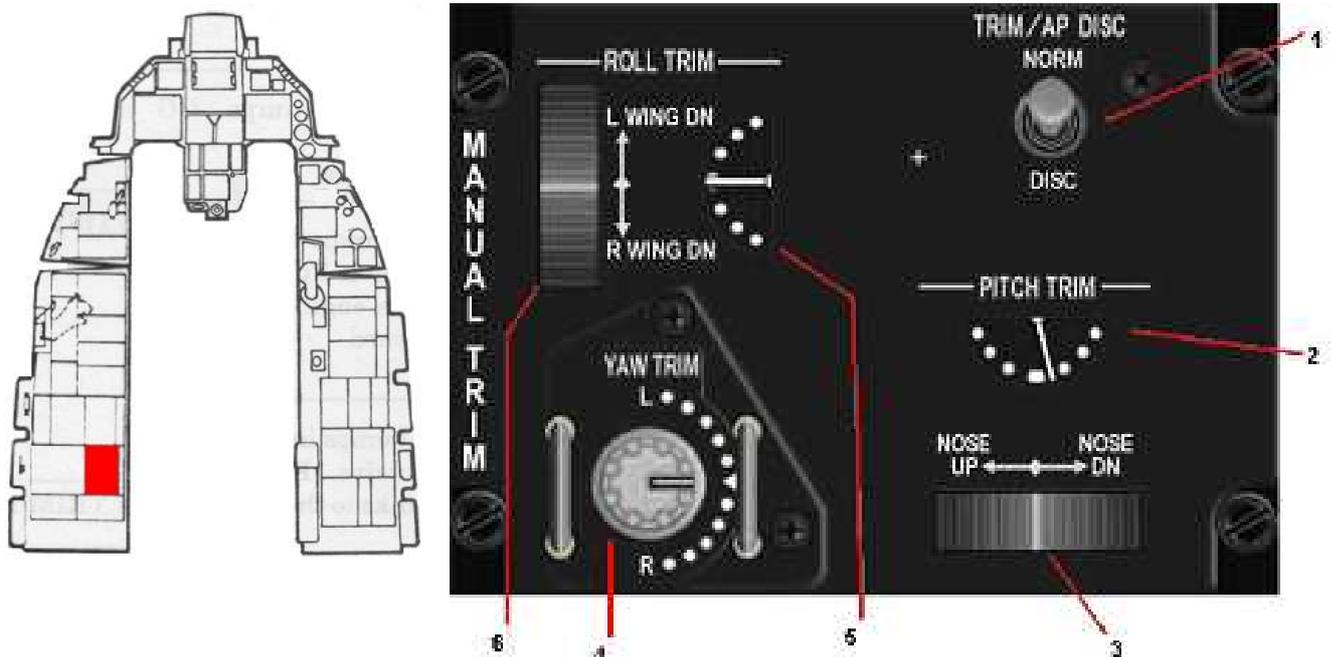


Figure 1-26



INDICATEURS ET CONTROLES DU PANNEAU DE TRIM MANUEL

CONTROLE	POSITION	FONCTION
1. Bouton TRIM/AP DISC	NORM	Alimente les boutons de trim du manche. Permet l'engagement du pilote automatique.
	DISC	Déconnecte les bouton de trim du manche, évite l'engagement du pilote automatique et désactive les moteurs du trim (roulettes manuelles toujours disponibles)
2. Indicateur PITCH TRIM	Visuel	Indique la compensation en tangage
3. Roulette PITCH TRIM	Rotation NOSE UP	Compense le nez vers le haut
	Rotation NOSE DN	Compense le nez vers le bas
4. Bouton YAW TRIM	Rotation CCW	Compense le nez vers la gauche
	Rotation CW	Compense le nez vers la droite
5. Indicateur ROLL TRIM	Visuel	Indique la compensation en roulis
6. Roulette ROLL TRIM	Rotation L WING DN	Compense l'aile gauche vers le bas
	Rotation R WING DN	Compense l'aile droite vers le bas



PILOTE AUTOMATIQUE



PILOTE AUTOMATIQUE

Le pilote automatique (figure 1-27) fournit le maintien d'attitude et la sélection de cap sur l'axe de roulis et le maintien d'attitude et le maintien d'altitude sur l'axe de tangage. Ces modes sont contrôlés par 2 boutons sur le panneau divers (MISC). Le bouton TRIM/AP DISC sur le panneau de trim manuel désengagera le pilote automatiquement. Le bouton palette sur le manche interrompra l'utilisation du pilote automatiquement pendant que la pression est maintenue.

Les boutons sont coniques en position engagée et passeront en position OFF si l'une des conditions suivantes existent.

Les conditions sont :

- Bouton AIR REFUEL – OPEN.
- Bouton ALT FLAPS – EXTEND.
- Poignée LG – DN.
- Voyant STBY GAINS – ON.
- Bouton TRIM/AP DISC – DISC.

Les boutons ROLL et PITCH sont à 3 positions et engagent les axes respectifs du pilote automatique afin que chaque mode soit sélectionné. Des combinaisons des positions des boutons peuvent être utilisées.

UTILISATION DU PILOTE AUTOMATIQUE

Le pilote automatique est complètement engagé (bouton TF sur OFF) quand les boutons ROLL et PITCH ne sont pas sur OFF. Les options du pilote automatiques sont sélectionnées en plaçant le bouton PITCH (ATT HOLD, ALT HOLD ou OFF) et/ou le bouton ROLL (ATT HOLD, HDG SEL ou OFF). L'utilisation du pilote automatique sur un seul axe est possible.

Le trim du manche est inopérant avec le pilote automatique engagé. Cependant, du fait de l'autorité limitée du pilote automatique, l'engagement d'un mode en dehors d'une condition de vol trimmée dégrade les performances du pilote automatique. Le pilote automatique ne fonctionne pas si le tangage ou l'angle de roulis dépasse +/- 60° ; cependant, le/les boutons du pilote automatique resteront engagés.

Il n'y a pas de voyants d'alerte ou d'indication du fonctionnement du pilote automatique, de dysfonctionnement ou de déconnexion. Le pilote automatique ne comprend pas la redondance du FLCS donc son utilisation doit être étroitement surveillée à basse altitude ou en patrouille serrée.



Positionner le bouton PITCH sur ALT HOLD permet au FLCS d'utiliser l'information CADC pour générer des commandes sur les surfaces horizontales qui permet à l'avion de maintenir une altitude constante. Le FLCS limite la commande de tangage à $-0.5G / +2G$. L'engagement du maintien d'altitude à un taux de montée ou de descente inférieur à 2000 ft/mn sélectionnera une altitude à l'intérieur de limites de commande de G. L'engagement à un taux de montée ou de descente supérieur à 2000 ft/mn entraîne des manœuvres non sécurisées ; cependant, l'altitude engagée peut ne pas être capturée. La précision de contrôle de ± 100 ft/mn est fournie jusqu'à 40 000 ft par conditions de croisière normales. L'altitude de référence peut être changée en appuyant sur le bouton palette, en changeant d'altitude et en relâchant le bouton palette. La fonction ALT HOLD en régime transsonique peut être irrégulière.

Positionner le bouton PITCH sur ATT HOLD désengage le CADC et un signal d'attitude de l'INU est utilisé pour maintenir l'attitude de tangage sélectionnée. Positionner le bouton ROLL sur HDG SEL permet au FLCS d'utiliser le signal du HSI pour maintenir le cap sélectionné sur le HSI. Ajuster le marqueur de référence de cap du HSI sur le cap de l'avion avant l'engagement maintiendra le cap actuel. Quand le pilote automatique est engagé avec le mode roulis sur HDG SEL, l'avion virera pour capturer le cap indiqué par le marqueur de référence de cap du HSI. La commande de roulis n'excédera pas 30° d'inclinaison ou un taux de virage de $20^\circ/s$.

Positionner le bouton ROLL sur ATT HOLD transmet un signal d'attitude de l'INU au FLCS qui entraîne un maintien de l'attitude roulis sélectionnée.

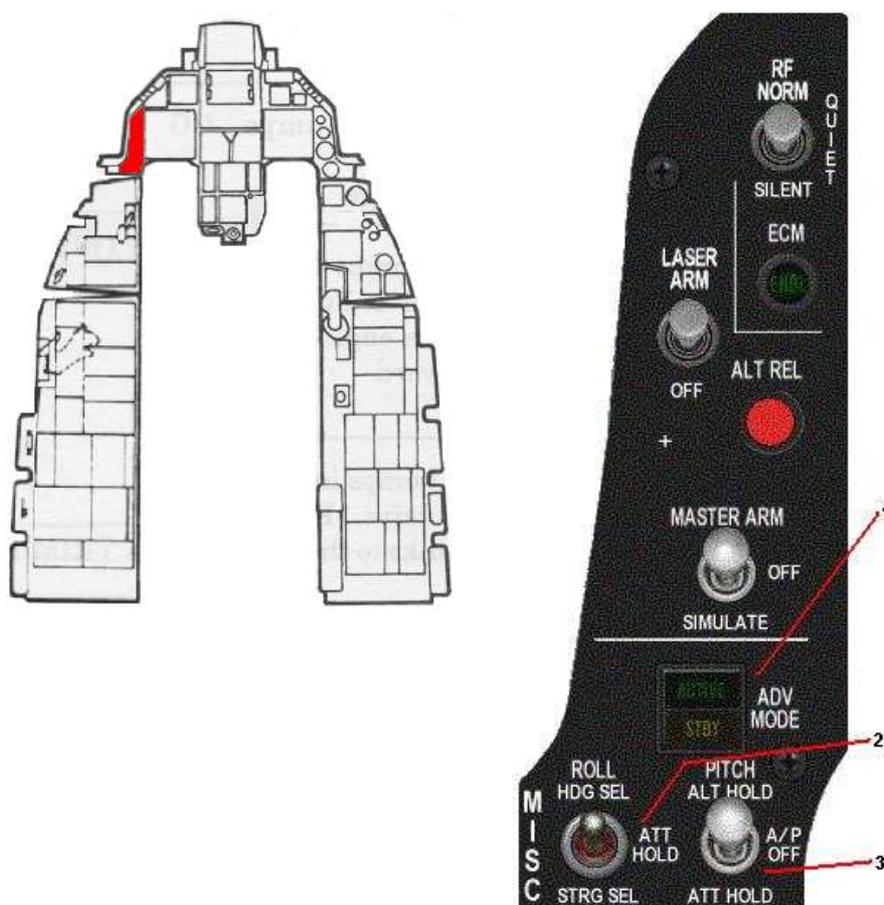


Figure 1-27



1. Voyants ADV MODE	ACTIVE	Suivi de terrain activé
	STBY	Suivi de terrain en attente
	Voyants éteints	Suivi de terrain inactif
2. Bouton pilote automatique ROLL	STRG SEL	Engage l'axe roulis du pilote automatique. Le pilote automatique maintient l'attitude de roulis comme déterminé par l'INS
	OFF	Désengage l'axe roulis du pilote automatique
	HDG SEL	Engage l'axe roulis du pilote automatique. Le pilote automatique fait virer l'avion pour capturer et maintenir le cap sélectionné par le marqueur de référence de cap sur le HSI



3. Bouton pilote automatique PITCH	ATT HOLD	Engage l'axe tangage du pilote automatique. Le pilote automatique maintient une attitude de tangage constante comme déterminée par l'INS
	OFF	Désengage l'axe tangage du pilote automatique
	ALT HOLD	Engage l'axe tangage du pilote automatique. Le pilote automatique maintient une altitude constante comme déterminée par le CADC.

CONDUITE DU MANCHE

La conduite du manche est possible seulement avec les modes de maintien d'attitude tangage et roulis. L'utilisation du manche est effectuée en appliquant un effort sur le manche. Avec le mode ATT HOLD sélectionné, un effort appliqué sur l'axe approprié suffisamment important pour activer la conduite du manche entraîne un saut du pilote automatique de la référence sélectionnée et le système acceptera les entrées du manche.



copyright www.harnisch-gallery.ch

SYSTEME AOA



SYSTEME AOA



Le système comprend 2 transmetteurs coniques situés de chaque côté radome, les ports AOA sur les sondes de données air montées sur le fuselage, un ADC, un dispositif de correction d'AOA sur le CADC, un indexeur d'AOA et un indicateur à échelle verticale d'AOA. En vol, la direction du flux d'air est captée par les sondes coniques d'AOA et les ports AOA sur les sondes montées sur le fuselage. Les signaux d'AOA de ces 3 sources sont envoyés à l'ADC pour comparaison et correction en AOA vrai qui est utilisé pour la gestion des LEF. Un signal d'AOA vrai est envoyé de l'ADC vers le FLCC et est utilisé pour la stabilisation et la limitation d'AOA/G. Le CADC convertit un signal d'AOA indiqué reçu de l'ADC en un second signal d'AOA vrai (figure FO-13) pour être utilisé par l'indexeur d'AOA, l'indicateur d'AOA et d'autres équipements avioniques.

Indicateur d'AOA

L'indicateur d'AOA (figure 1-29), situé sur le tableau de bord, affiche l'AOA actuel en degrés.



Panneau de Contrôle de Vol

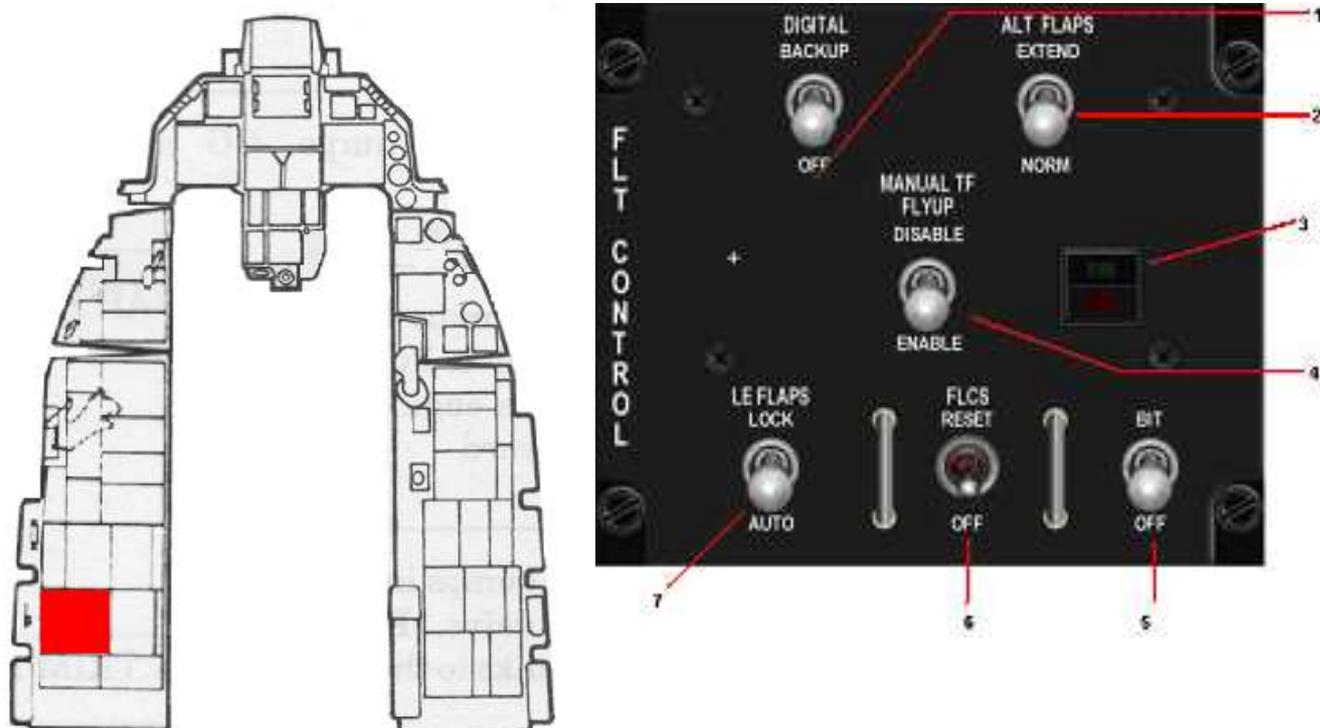


Figure 1-28

INDICATEURS ET CONTROLES DU SYSTEME DE CONTROLE DE VOL

CONTROLE/INDICATEUR	POSITION/INDICATION	FONCTION
1. Bouton DIGITAL	BACKUP	
	OFF	
2. Bouton ALT FLAPS	EXTEND	L'utilisation des TEF est contrôlée par la poignée LG
	ON	Les TEF sont abaissés quelle que soit la position de la poignée LG
3. Voyants de statut	RUN	Test en cours
	FAIL	Défaillance lors de la phase de test



4. Bouton MANUAL TF FLYUP	ENABLE	La protection en remontée lors de suivi de terrain est disponible
	DISABLE	La protection en remontée lors de suivi de terrain n'est pas disponible
5. Bouton BIT	BIT	Commande un test (BIT) quand le MLG est comprimé et que la vitesse des roues est inférieure à 28 kts
	OFF	Position normale
6. Bouton FLCS	RESET	Position momentanée qui effectue une remise à zéro de l'électronique ou des servo des pannes du FLCS. Remet à zéro le voyant d'alerte FLCS, CADC, FLCS FAULT et le voyant MASTER CAUTION
	OFF	Position normale
7. Bouton LE FLAPS	AUTO	Les LEF sont automatiquement contrôlés en fonction du nombre de Mach, de l'altitude et de l'AOA.
	LOCK	Les LEF sont verrouillés dans la position actuelle et le voyant d'alerte LE FLAPS s'allume



L'indicateur a une plage d'affichage indicative amovible verticale de -5° à environ 32° . La plage est codifiée en couleur de 9° à 17° pour coïncider avec les symboles colorés de l'indexeur AOA.

Indexeur AOA

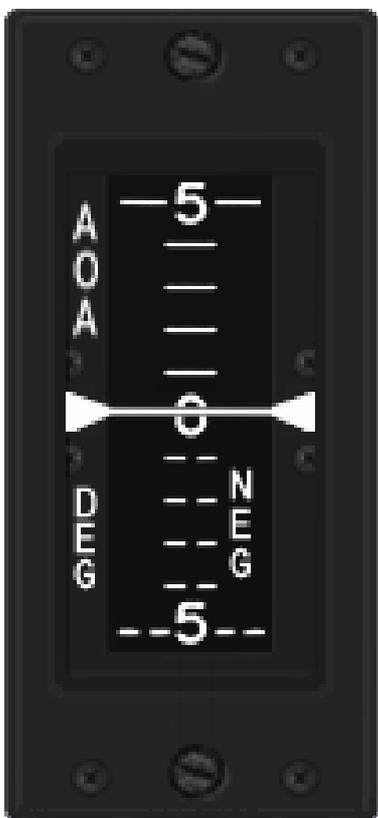


Figure 1-29

L'indexeur AOA (figure 1-30), situé au-dessus du tableau de bord du côté gauche du cockpit, comprend 3 symboles de couleur placés verticalement. L'indexeur fournit une indication tête haute visuelle de l'AOA de l'avion par l'illumination individuelle des symboles ou en combinaison comme montré dans la figure 1-31. Les voyants de l'indexeur affiche la correction d'AOA (basé sur environ 13° d'AOA). Cette correction peut être utilisée lors des phases d'approche et d'atterrissage comme recherche visuelle de l'AOA optimal d'atterrissage. Bien que l'indexeur AOA fonctionne constamment avec la poignée LG sur UP ou DN, l'affichage AOA du HUD est disponible seulement avec la poignée LG sur DN ou l'ILS sélectionnée.

Un levier de niveau de luminosité, situé sur le côté de l'indexeur, contrôle l'intensité d'éclairage des symboles.

Les voyants de l'indexeur sont testés par l'activation du bouton MAL & IND LTS sur le panneau des boutons test (figure 1-9). Le test doit être effectué avec le levier de niveau de luminosité en position brillante.



Affichage AOA du HUD

Les crochets AOA du HUD et le vecteur vitesse (figure 1-30) fournit une indication visuelle tête haute de l'AOA de l'avion. Le vecteur vitesse aligné avec la partie supérieure des crochets indique 11° d'AOA. Le vecteur vitesse centré sur les crochets indique 13° d'AOA. Le vecteur vitesse aligné avec la partie inférieure des crochets indique 15° d'AOA.

INDICATOR	INDEXER	HUD DISPLAY	ATTITUDE
 15			
 13			
 11			

Figure 1-30

1F-16C-1-003B



SYSTÈME DE DONNÉES AIR



SYSTEME DE DONNEES AIR

Le système de données air utilise des sondes et capteurs pour obtenir les pression d'air statique et totale, l'AOA, le dérapage et la température d'air. Ces paramètres de données air sont analysés et distribués aux différents systèmes. Voir la figure FO-13 pour le schéma du système de données air.

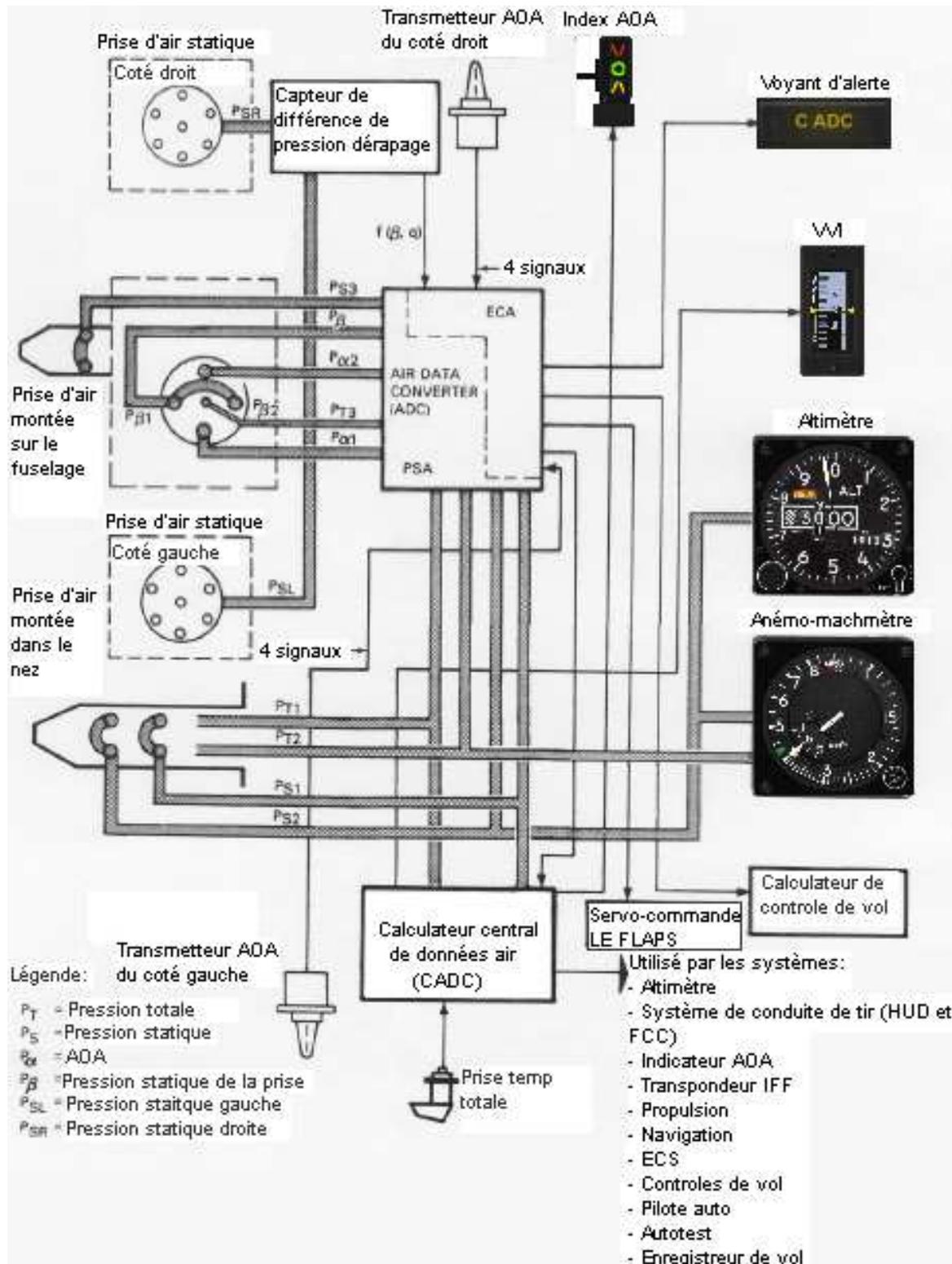


Figure 1-31



Sondes de données air

Les 2 sondes de données air fournissent des données au système de données air. Une sonde de données air est montée sur le nez et fournit une double source de pression totale et statique. L'autre sonde de données air est montée à l'avant droit du fuselage et fournit une source pression statique et totale.

Transmetteurs d'AOA

Les transmetteurs d'AOA sont des détecteurs coniques de flux d'air. Un transmetteur est monté de chaque côté du radome et chacun fournit 4 signaux à l'ADC proportionnel à l'AOA local. La sonde du transmetteur s'avance le long du radome pour s'aligner avec le courant d'air. Quand les sondes sont complètement tournées vers l'avant de l'avion (ccw sur la gauche, cw sur la droite), la fente basse doit pointer légèrement vers l'arrière (vers le bas).

Sonde de température totale

La sonde de température totale fournit le CADC avec un signal analogique qui est nécessaire pour la vitesse vraie et le calcul de densité de l'air. La sonde est située sur le côté gauche de l'entrée d'air moteur.

Ports de pression statique

2 ports de pression statique montées à fleur de peau utilisés pour mesurer le dérapage sont situés sur la gauche et la droite du fuselage derrière la trappe d'accès de l'équipement avant. Ces 2 ports fournissent des entrées à un capteur de pression différentielle pour la mesure de l'angle de dérapage. La mesure est également utilisée pour compenser l'erreur de la 3^e source d'AOA.



Bouton réchauffage de sonde

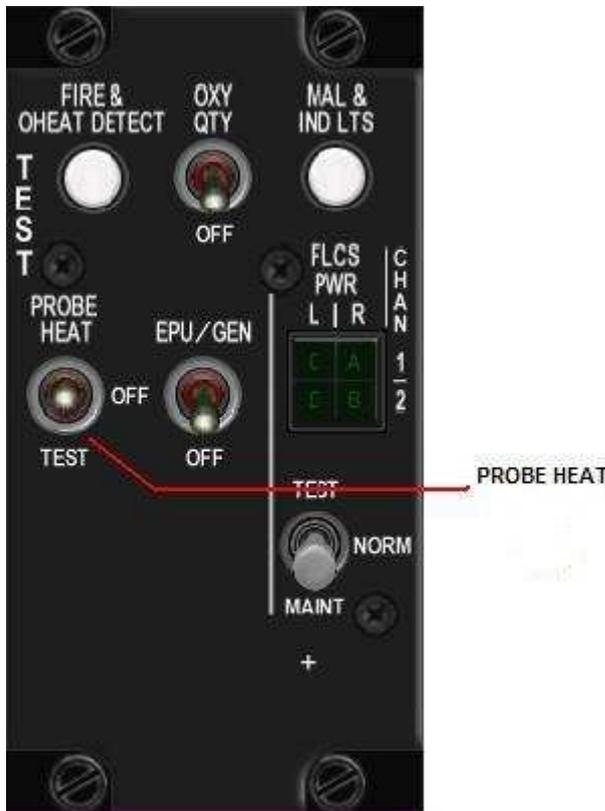


Figure 1-9

Les réchauffeurs de sonde de donnéea air de nez, la sonde de données air du fuselage, les transmetteurs d'AOA et la sonde de température totale sont sur marche chaque fois que l'avion est en vol, quel que soit la position du bouton.

Le bouton de réchauffage de sonde (figure 1-9) est situé sur le panneau de boutons test.

Les fonctions sont ;

- PROBE HEAT – Au sol, cette position alimente les réchauffeurs de la sonde de données air de nez, de la sonde de données air de fuselage et des transmetteurs d'AOA pour tester le fonctionnement ou dégivrer. Pour tester la sonde de température totale, le fusible poids-sur-le-MLG doit être tiré.
- OFF – Le circuit n'est pas alimenté au sol.

Convertisseur de Données Air (ADC)

L'ADC est un dispositif électro-pneumatique composé de 2 sections distinctes : le PSA et l'ECA. Le PSA comprend des capteurs qui convertissent les entrées pneumatiques des sonde de données air de nez et de fuselage en signaux électriques. Le PSA fournit les signaux de pression d'impact et static et des signaux d'AOA simples à l'ECA.

L'ECA convertit les signaux du PSA en 4 signaux identiques pour chaque paramètre requis (AOA, pression statique et pression d'impact). La proportion de pression d'impact à la pression statique est générée au sein de l'ECA et est utilisée avec l'AOA et la pression statique pour gérer les LEF. Cette proportion de pression, l'AOA et la pression d'impact sont fournis au FLCC pour la gestion des gains.

Une surveillance est fournie dans l'ECA pour détecter des disfonctionnement simple ou double des signaux des capteurs triples. Un disfonctionnement simple d'un des signaux de capteur allume le voyant d'alerte ADC. Un disfonctionnement double des signaux de la pression d'impact ou de la proportion de pression entrainera les actions suivantes :

- Illumination des voyants d'alerte ADC, FLT CONT SYS et LE FLAPS et du voyant STBY GAINS (sur le FLCP).
- Activation du mode secours FLCS. Voir MODE SECOURS dans cette section.
- Perte du pilote automatique.



Une formation de givre sur le bout de la sonde de nez entrainera des indications erronées de basse vitesse, l'illumination du voyant d'alerte ADC et les gains des commandes de vol seront gérées comme pour des conditions de vol à basse vitesse.

Calculateur de Donnée Air Central (CADC)

Le CADC reçoit les informations de pressions statique et totale et de température totale, il convertit les entrées en données digitales et les transmet ensuite aux systèmes qui les utilisent.

Un diagramme de la circulation du signal CADC montrant les systèmes inter-agissant avec le CADC est présenté en figure 1-32.

Voyant d'alerte CADC



Le voyant d'alerte CADC s'allume quand un dysfonctionnement est détecté. Le voyant d'alerte EEC s'allumera également si le dysfonctionnement affecte le signal du nombre de Mach.



**VOYANTS D'ALARME,
D'ALERTE
ET
INDICATIONS**



VOYANTS D'ALARME, D'ALERTE ET D'INDICATION

Des voyants d'alarme, d'alerte et d'indication sont utilisés dans le cockpit pour attirer l'attention sur une condition ou pour permettre à un point d'être facilement lue. Des voyants d'alarme rouges et le voyant ambre MASTER CAUTION sont tous situés sur la casquette du tableau de bord. Tous les voyants, excépté le voyant MASTER CAUTION sont décrits dans leurs systèmes respectifs.

Les voyants d'alarme et d'alerte (sauf le MASTER CAUTION) ne sont pas des voyants qu'on appui pour tester ou remettre à zéro. Appuyer sur ces voyants les libère de leurs modules et les désactive. Pour réengager un voyant qui a été libéré, il doit être tiré légèrement puis pressé pour le réengager dans son module.

SYSTEME D'ALARME/ALERTE VOCAL (VWCS)

Le VWCS fournit un message d'alarme ou d'alerte vocal dans le casque. Le message d'alarme vocal (WARNING – WARNING pause WARNING – WARNING) est automatiquement activé après l'illumination d'un voyant d'alerte sur la casquette. Le message d'alerte vocal (CAUTION – CAUTION) est automatiquement activé vite après l'illumination d'un voyant d'alerte. Si le voyant MASTER CAUTION est remis à zéro immédiatement après son illumination, le message vocal n'aura pas lieu. Le message d'alerte vocal à volume fixe n'occultera pas les autres sons et, de plus, il peut ne pas être entendu. Les messages vocaux sont remis à zéro pour d'autres messages d'alarme/alerte en:

- Remettant à zéro le WARN RESET sur l'ICP pour les alarme vocales.
- Remettant à zéro le MASTER CAUTION pour les alertes vocales.
- Eliminant la condition qui a activé à l'origine les voyants et messages.

Les message d'alarme vocals ont priorité sur les messages d'alerte. Les 2 messages vocals ont priorité sur le signal d'alarme basse vitesse et l'alarme de train d'atterrissage.

Le VWCS ne fonctionne pas avec le WOW. Cependant, il peut être testé en appuyant sur le bouton MAL & IND LTS du panneau de boutons test. Le VWCS est alimenté par le bus batterie.



VOYANT MASTER CAUTION



Figure 1-32

Le voyant MASTER CAUTION (figure 1-32), situé sur la casquette gauche du tableau de bord, s'allume vite après qu'un voyant individuel sur le panneau de voyants d'alerte pour indiquer un dysfonctionnement ou une condition spécifique existe.

Il ne s'allume pas en conjonction avec les voyants d'alarme. Le voyant MASTER CAUTION peut être remis à zéro en appuyant dessus à moins qu'il n'ait été allumé par les voyants d'alerte FLT CONT SYS ou ELEC SYS. Le voyant doit être remis à zéro aussi tôt que possible afin que d'autres voyants d'alarme puissent être remarqués si des dysfonctionnements supplémentaires ou conditions spécifiques surviennent.

A moins d'être remis à zéro, le MASTER CAUTION restera allumé tant que le voyant d'alerte est allumé. Le voyant peut être vérifié en appuyant sur le bouton MAL & IND LTS sur le panneau de test. Sur le F-16D, le voyant MASTER CAUTION est un répéteur et ne peut être remis à zéro individuellement.

PANNEAU DE VOYANTS D'ALERTE

Le panneau de voyants d'alerte est situé à l'avant sur la console de droite. Les 2 voyants d'alerte suivants doivent être remis à zéro sur leurs panneaux de contrôle système respectifs :

- FLCS FAULT – panneau FLCP, bouton FCS CAUTION RESET
- ELEC SYS – Panneau de contrôle électrique, bouton ELEC CAUTION RESET.

Exception : Une panne du système de charge batterie avion ou du système batterie FLCS peut entraîner un voyant ELEC SYS impossible à remettre à zéro. Le voyant peut apparaître impossible à remettre à zéro dans des situations où le voyant d'alerte ELEC SYS est clignotant on-off.

Les voyants d'alerte suivants peuvent être remis à zéro sur les panneaux de contrôle système :

- AVIONICS – Sur l'ICP.



- LE FLAPS, CADC – Sur le FLCP, bouton SERVO ELEC RESET (position ELEC).

Bouton test MAL & IND LTS



Figure 1-9

Le bouton test MAL & IND LTS (figure 1-9) est situé sur le panneau de boutons test. Le bouton utilise des relais qui testent l'illumination de tous les voyants d'alerte et d'alarme (sauf le servo FLCP et les voyants points), les messages d'alarme et d'alerte vocaux et les voyants du panneau de contrôle de pod ECM.



SYSTEME D'ÉCLAIRAGE



SYSTEME D'ECLAIRAGE

ECLAIRAGE EXTERIEURE

Tous les feux extérieurs sauf les phares de roulage/atterrissage sont contrôlés par le panneau de contrôle de l'éclairage extérieur (Figure 1-33).

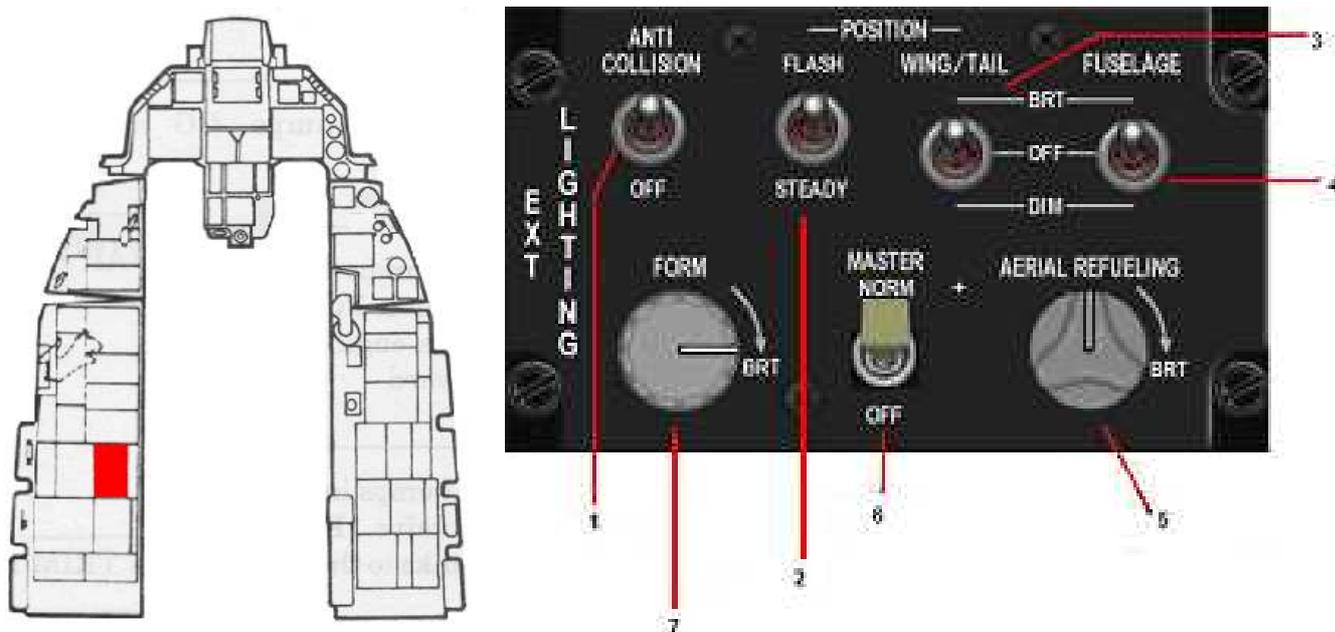


Figure 1-33

CONTROLES DU PANNEAU DE CONTROLE DE L'ECLAIRAGE EXTERIEUR

CONTROLE	POSITION	FONCTION
1. Bouton ANTICOLLISION	ANTICOLLISION	Allume le feux anticollision blanc au sommet de la dérive
	OFF	Eteint le feux anticollision
2. Bouton FLASH STEADY	FLASH	Place les feux contrôlés par le bouton WING TAIL en clignotant quand placé sur ON
	STEADY	Place les feux contrôlés par le bouton WING TAIL en stable quand placé sur ON



3. Bouton WING TAIL	BRT	Allume les feux rouges et verts de bout d'aile et d'entrée d'air et le feux blanc à l'arrière de la dérive
	OFF	Eteint le feux blanc à l'arrière de la dérive. Il permet aux feux d'aile et d'entrée d'air d'être contrôlé par le bouton FORM
	DIM	Allume les feux rouges et verts de bout d'aile et d'entrée d'air et le feux blanc à l'arrière de la dérive en faible luminosité
4. Bouton FUSELAGE	BRT	Allume le phare blanc à la base de la dérive à rpm < 83% et le phare blanc du bord d'attaque de dérive (trappe AR fermée)
	OFF	Eteint le phare blanc à la base de la dérive à rpm < 83% et le phare blanc du bord d'attaque de dérive (trappe AR fermée)
	DIM	Allume le phare blanc à la base de la dérive à rpm < 83% et le phare blanc du bord d'attaque de dérive en faible luminosité (trappe AR fermée)



5. Bouton AERIAL REFUELING	Variable de OFF à BRT	Fait varier l'intensité du feu de la trappe AR de éteint à fort si le bouton AIR REFUEL est sur OPEN
6. Bouton MASTER	NORM	Permet l'allumage de tous les feux extérieurs sauf les phares de roulage/atterrissage
	OFF	Interdit l'allumage de tous les feux extérieurs sauf les phares de roulage/atterrissage
7. Bouton FORM	Variable de OFF à BRT	Fait varier l'intensité des feux de formation des parties inférieure et supérieure du fuselage et, quand le bouton WING TAIL est sur OFF, fait varier les feux de bout d'aile vert et rouge de éteint à fort

Feux Anti-collision



Ils sont blancs et clignotent. Appellation usuelle : "strobe lights" ou "rotating strobe lights". Ces feux permettent d'avertir de la mise en route d'un avion au sol, et contribuent à sa visibilité en vol. Ils sont cependant utilisés sur les ravitailleurs avec les deux autres (feux à éclats et feux anti-collision) pour gérer les procédures de ravitaillement sans utiliser la radio.



Feux de position



Ce sont les feux qui sont utilisés lorsqu'on vole de nuit, ou par mauvais temps histoire d'être plus sûr d'être vu. Trois feux: blanc vers l'arrière, rouge à gauche et vert à droite. Leur disposition précise ainsi que les angles couverts servent aux autres avions à évaluer la trajectoire d'un autre appareil de nuit. Il est important de confirmer rapidement si le trafic en vue s'éloigne ou se rapproche.

Autre nom usuel : "Feux de navigation".





Feux de Ravitaillement en vol



Le phare AR partage l'emplacement avec le feu de formation de fuselage. Le feu est dirigé vers l'arrière pour éclairer le réceptacle, le fuselage, l'aile et l'empennage. La trappe AR comprend des feux noyés de chaque côté de la trappe. Ces voyants sont activés quand le bouton AIR REFUEL est sur OPEN.

Projecteur monté sur la dérive





Un projecteur blanc est monté sur le bord d'attaque de la dérive verticale et est dirigé vers le réceptacle AR et la partie supérieure du fuselage. Le phare est allumé par la position OPEN du bouton AIR REFUEL ou par le bouton des feux FUSELAGE sur le panneau de contrôle de l'éclairage extérieur à rpm < 83%..

Phare de roulage et d'atterrissage

Un phare d'atterrissage blanc est situé sur la jambe de train gauche. Le phare est incliné pour illuminer la zone d'atterrissage.



Un phare de roulage est situé sur la trappe de train droit pour éclairer le sol, entre autres de nuit. Les phares sont allumés par le bouton à 3 positions LANDING TAXI LIGHTS (figure 1-34) situé sur le panneau de contrôle LG. Le bouton a 3 positions : LANDING, OFF et TAXI. Le phare s'éteindra lors de la rétraction du LG si le bouton est laissé sur TAXI ou LANDING.



Figure 1-34



ECLAIRAGE INTERIEURE

Le panneau de contrôle (Figure 1-35) de l'éclairage intérieur comprend les contrôles de la puissance et de l'intensité pour le primaire (console et instrument) et secondaire pour les systèmes d'éclairage du cockpit (lampes). La position haute intensité du bouton FLOOD CONSOLES fournit un éclairage d'orage.

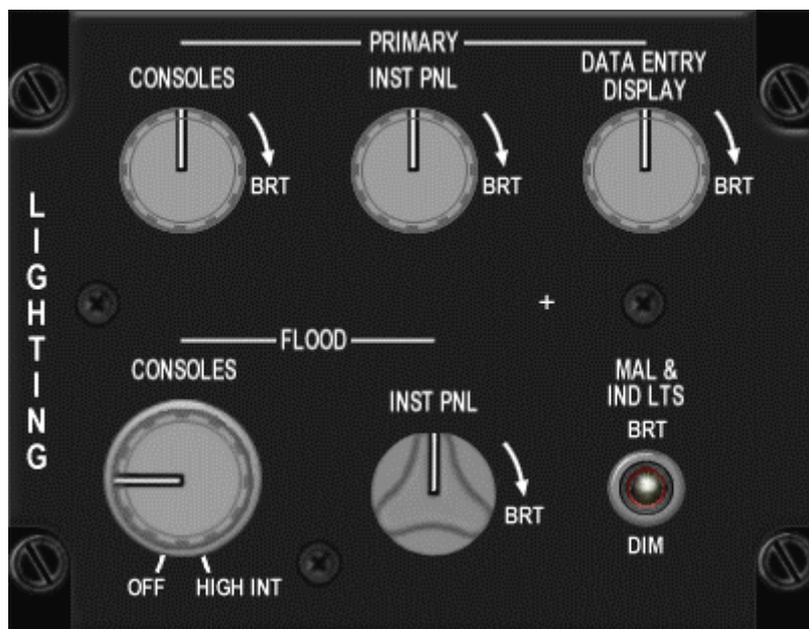
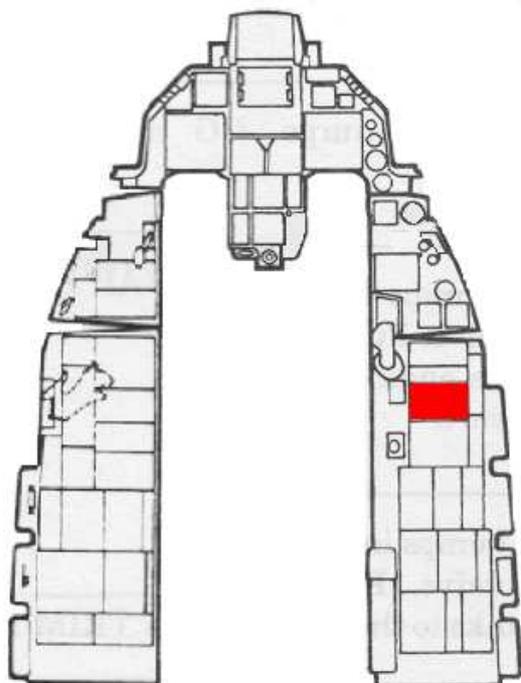


Figure 1-35

Bouton PRIMARY CONSOLES

Le bouton PRIMARY CONSOLES a une flèche pointée vers BRT. Tourner le bouton fait varier l'intensité de l'éclairage de la console auxiliaire et primaire de faible à fort.

Bouton PRIMARY INST PNL

Le bouton PRIMARY INST PNL a une flèche pointée vers BRT. Tourner le bouton fait varier l'intensité du panneau d'éclairage du tableau de bord de éteint à fort.

Bouton DATA ENTRY DISPLAY

Le bouton DATA ENTRY DISPLAY a une flèche pointée vers BRT. Le bouton contrôle l'éclairage du DED de éteint à fort.



Bouton MAL & IND LTS

Le bouton MAL & IND LTS a des positions BRT et DIM et est pré-positionné en position centrée. Si le bouton PRIMARY INST PNL est sur ON, une activation momentanée du bouton sur DIM placera le système d'éclairage en position DIM. Le système reviendra automatiquement en position BRT si le bouton FLOOD CONSOLES est tourné sur HIGH INT, le bouton PRIMARY INST PNL est tourné sur OFF, ou si l'énergie ac non-essentielle est perdue. La condition BRT peut être manuellement sélectionnée à tout moment. Le bouton contrôle l'intensité de l'éclairage de tous les voyants d'alarme, d'alerte et d'indication sauf les éléments suivants :

Ne peuvent être diminué :

- Voyants de panne FLCP
- Voyant AIR
- Voyant HYDRAZN

Diminués individuellement :

- Indexeur AOA
- Indexeur AR/NWS
- Les MFD
- Indicateurs TWS
- DED

Bouton FLOOD INST PNL

Le bouton FLOOD INST PNL a une flèche pointée vers BRT. Tourner de bouton fait varier l'éclairage de éteint à fort.

Bouton FLOOD CONSOLES

Le bouton FLOOD CONSOLES tourne de OFF à HIGH INT. Tourner le bouton fait varier l'éclairage des console de éteint à fort. Si tourné sur HIGH INT, le MAL & IND LTS passera automatiquement sur BRIGHT et les affichages alphanumériques contrôlés par le bouton DATA ENTRY DISPLAY passeront en forte intensité. Une rotation vers l'arrière à un certain point restorera le niveau de luminosité sélectionné par le bouton DATA ENTRY DISPLAY mais le bouton MAL & IND LTS doit être remis sur DIM, si diminué est choisi.



Lampe utilitaire



Figure 1-36

La lampe utilitaire est située sur le dessus de la console de droite et comprend 2 controles : un bouton pour permettre une utilisation momentanée et un bouton de contrôle rotatif pour permettre une utilisation continue à un niveau d'éclairage souhaité. L'énergie est fournie par le bus batterie. Pour déloger la lampe de son emplacement, abaissez la tête et elle sortira de son logement. La lampe peut être reverrouillée en place en plaçant le corps de la lampe parallèle à l'habitacle et appuyant fermement sur l'ensemble.

Projecteurs de cockpit

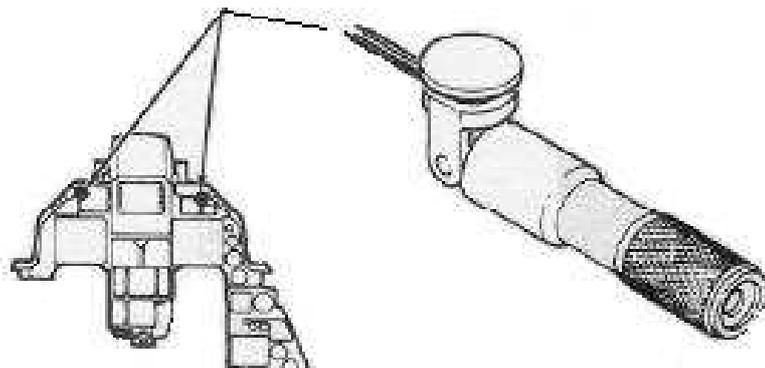


Figure 1-37

Les projecteurs de cockpit (figure 1-37) sont situés sous les casquettes gauche et droite du tableau de bord. En position rangée (horizontale), le projecteur est éteint. Le projecteur est allumé en mettant le projecteur vers le bas. L'intensité est contrôlée en tournant la couronne. Pour éteindre le projecteur, remettez le en position rangée (horizontale). Une sur-rotation de la couronne peut faire surchauffer ou griller l'ampoule. L'alimentation est fournie par le bus batterie.



SYSTEME D'ABANDON DE BORD



SYSTEME D'ABANDON DE BORD

VERRIERE



La verrière est en 2 pièces, en plastique, de type bulle. La partie avant de la verrière transparente en une seule pièce qui est séparée à l'arrière, ouverte ou fermée/attachée par des actionneurs électriques avec un secours manuel. La verrière peut être éjectée par des contrôles internes pour une éjection en vol ou au sol et par contrôles externes pour une évacuation au sol. Un boudin gonflable de pressurisation est situé sur la bordure de la verrière mobile. Un boudin en caoutchouc non-gonflable sur la verrière évite l'infiltration d'eau quand le cockpit n'est pas pressurisé. La verrière fournit une protection contre les collisions volatiles et a résisté efficacement à des essais de collisions d'oiseaux de 2 kg à 350 kt. Des collisions volatiles de cette puissance au centre au niveau des yeux environ peut produire suffisamment de déformation de la verrière pour briser la glace du HUD et entraînerait généralement une propagation vers l'arrière d'une onde de déflexion. La déformation de la verrière au niveau du casque du pilote a été étudiée pour être d'environ $\frac{3}{4}$ à 1-1/4 pouce. Des impacts décentrés peuvent ne pas briser la glace du HUD. Des collisions plus violentes peuvent causer une pénétration de la verrière ou des ondes de déflexion plus fortes.



Contrôles/indicateurs verrière

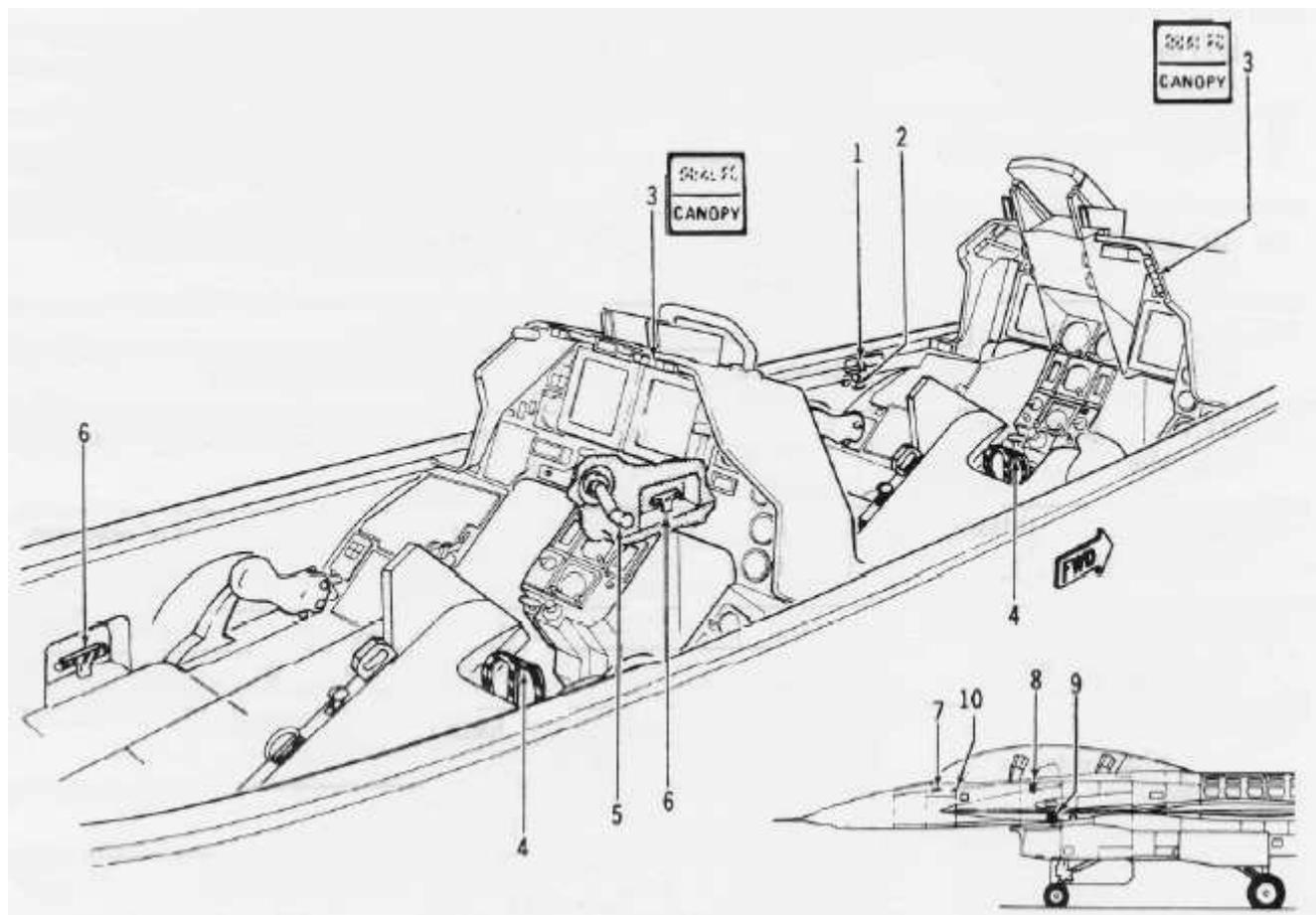


Figure 1-38

CONTROLES ET INDICATEURS DE VERRIERE

CONTROLE/INDICATEUR	POSITION/INDICATION	FONCTION
1. Poignée verrière	Haute	Déverrouille la verrière
	Basse	Verrouille la verrière
2. Bouton verrière (interne)	Haute	Ouvre la verrière
	Centre	Stoppe le mouvement de la verrière
	Basse	Ferme la verrière et le locket
3. Voyant d'alerte CANOPY	Off	Verrière verrouillée
	On	Verrière non-verrouillée
4. Poignée d'éjection (tirée sur EJECT)	Tirée	Verrière larguée et éjection du siège



5. Manivelle CANOPY	Tournée vers l'arrière	Ouvre la verrière
	Tournée vers l'avant	Ferme la verrière et le locket
6. Poignée en T de CANOPY JETTISON	Tirée en appuyant sur le bouton	Largue la verrière indépendamment du siège éjectable
7. Poignée de largage verrière (de chaque côté du fuselage)	Tirée (d'environ 6 ft de chaque côté)	Largue la verrière indépendamment du siège éjectable
8. Manivelle CANOPY du réceptacle externe	Sur le F-16C, vers le haut Sur le F-16D, vers l'arrière	Ouvre la verrière
	Centre	Stoppe le mouvement de la verrière
	Sur le F-16C, vers le bas Sur le F-16D, vers l'avant	Ferme la verrière et le locket
10. Bouchon d'accès verrière verrouillé (externe)	Bouchon enlevé	Accès pour déverrouiller la poignée verrière interne. Voir ENTREE D'URGENCE ET SECOURS EQUIPAGE, Section III

Manivelle verrière

Une manivelle (figure 1-38) permet manuellement la même fonction que le bouton verrière. Du fait de la lenteur qu'elle occasionne pour ouvrir la verrière, la méthode doit être utilisée en dernier ressort.

Une manivelle externe dans un réceptacle sur le fuselage du côté opposée à l'ouverture interne manuelle est utilisée pour l'utilisation manuelle au sol de la verrière.

Poignée verrière

La poignée verrière (figure 1-38), située sur la verrière juste à l'avant de la manette des gaz, s'abaisse pour couvrir et protéger le bouton verrière interne. La poignée a également comme fonctions de gonfler/dégonfler le boudin d'étanchéité verrière, pour allumer et éteindre le voyant d'alerte CANOPY et pour éviter mécaniquement le déverrouillage des actionneurs de verrière. La poignée verrière doit être en position haute (déverrouillée) avant d'abaisser la verrière.

Les batteries FLCS sont déconnectées des inverseurs FLCS quand la verrière est déverrouillée.



JETTISON VERRIERE

Appuyer sur le bouton de chaque coté de la poignée en T CANOPY JETTISON (figure 1-38) et tirer vers haut initie la séquence de largage verrière indépendemment de l'éjection du siège. Tirer la poignée d'éjection initie la séquence de largage de la verrière et du siège éjectable.

SIEGE EJECTABLE

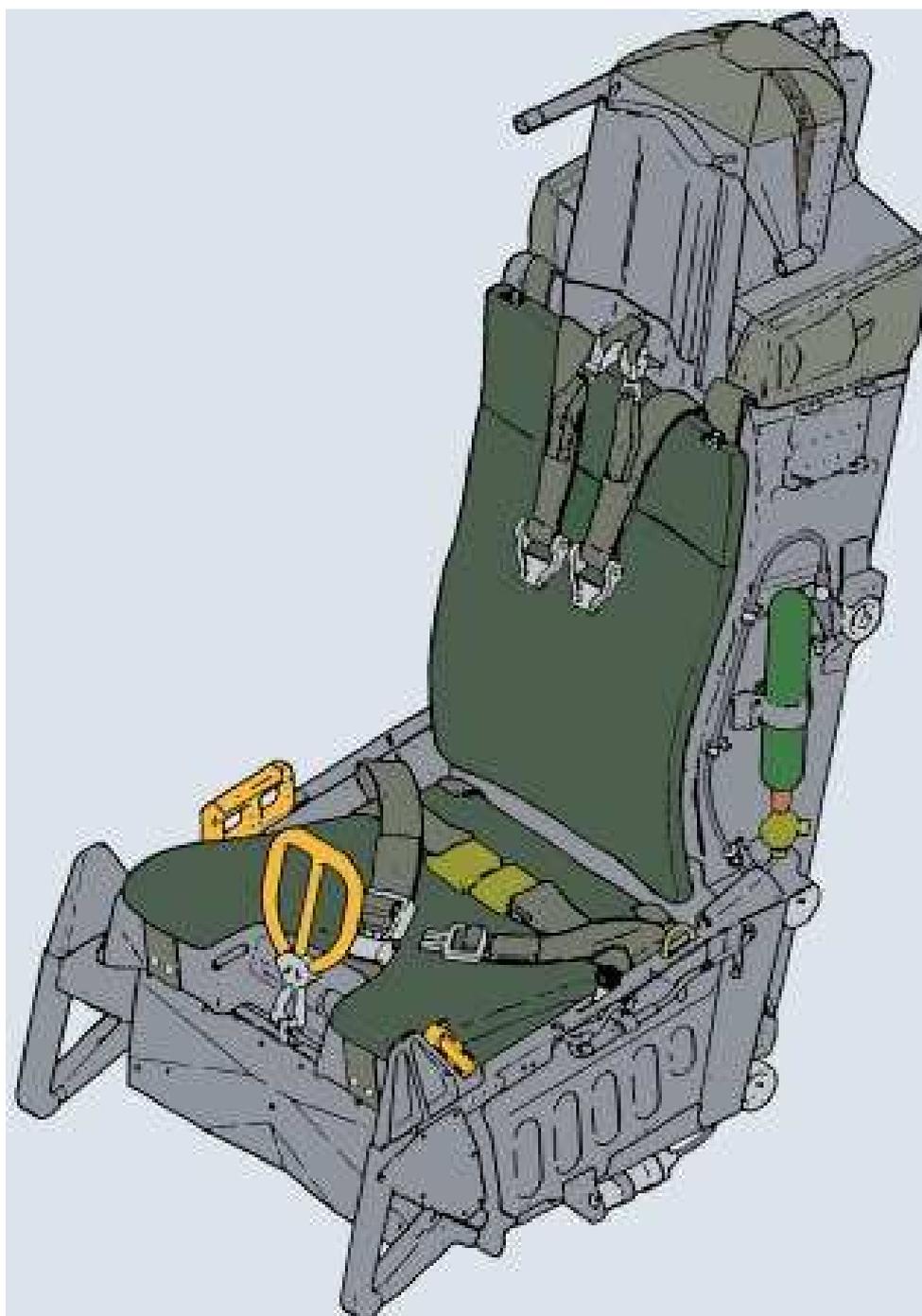


Figure 1-39

Le siège éjectable ACES II (figure 1-39) utilise un des 3 modes automatiques vitesse-air/altitude. Voir figure 3-4.



Poignée d'éjection

La poignée d'éjection (figure 1-40) est conçue pour une utilisation à une ou à 2 mains et nécessite une traction de 40-50 livres pour l'activer.

Levier SHOULDER HARNESS

Le levier SHOULDER HARNESS (figure 1-40) déverrouille le blocage des harnets d'épaules en position arrière et les verrouille en position avant. Si une forte décélération longitudinale ou si un fort déroulement de la courroie se produisent, les harnets seront verrouillés automatiquement.

Poignée RESTRAINT EMERGENCY RELEASE

La poignée RESTRAINT EMERGENCY RELEASE (figure 1-40) surpasse manuellement le système de séparation siège/pilote si il ne marche pas après l'éjection. Tirer la poignée vers le haut libère les sangles et harnets d'épaules. Un interverrouillage mécanique évite une libération du parachute ou du kit de survie.

Levier de sécurité du siège éjectable

Le levier de sécurité du siège éjectable (figure 1-40) sécurise mécaniquement la poignée du siège éjectable. Le siège est sécurisé avec le levier en position haute (vertical) et est armé en position basse (horizontale). Le mouvement vers la position basse éteint le voyant d'alerte SEAT NOT ARMED.

Bouton d'ajustement de la hauteur

Le bouton d'ajustement de la hauteur est situé sur le côté droit du cockpit à l'extérieur du manche. La position centrée est pré-positionnée sur off. La position haute lève le siège alors que la position basse le baisse.

Parachute stabilisateur/ parachute de freinage

Le parachute de freinage (figure 1-40), située sur l'arrière du siège, stabilise le siège lors d'une éjection de mode 2 ou 3. Lors d'éjection à vitesse élevée, le parachute de freinage ralentit le siège à une faible vitesse suffisante pour l'ouverture du parachute stabilisateur. Le parachute stabilisateur est situé sur le haut du siège.

Sangles de harnets d'épaules

Les attaches supérieures de torse comprennent des sangles de harnets d'épaules qui actionnent également les suspentes de parachute. Les harnets d'épaules sont attachés aux suspentes du parachute et peuvent être libérés manuellement en tirant la poignée RESTRAINT EMERGENCY RELEASE.

Kit de survie

Le kit de survie est positionné sous le siège. Le bouton de déploiement (figure 1-40) a un mode de déploiement post-éjection du kit manuel (vers l'arrière) ou automatique (vers l'avant). Tirer la poignée d'ouverture déploie le kit de survie qui reste attaché par une lanière.



Bouton RADIO BEACON

Le bouton RADIO BEACON (figure 1-40) permet à l'occupant de sélectionner MAN ou AUTO. En AUTO, la balise s'active avec la séparation du siège/pilote transmettant sur 243.00 MHz. En mode MAN, la balise ne s'activera pas. La balise peut être allumée quand au sol et que le bouton de la balise est mis sur ON.

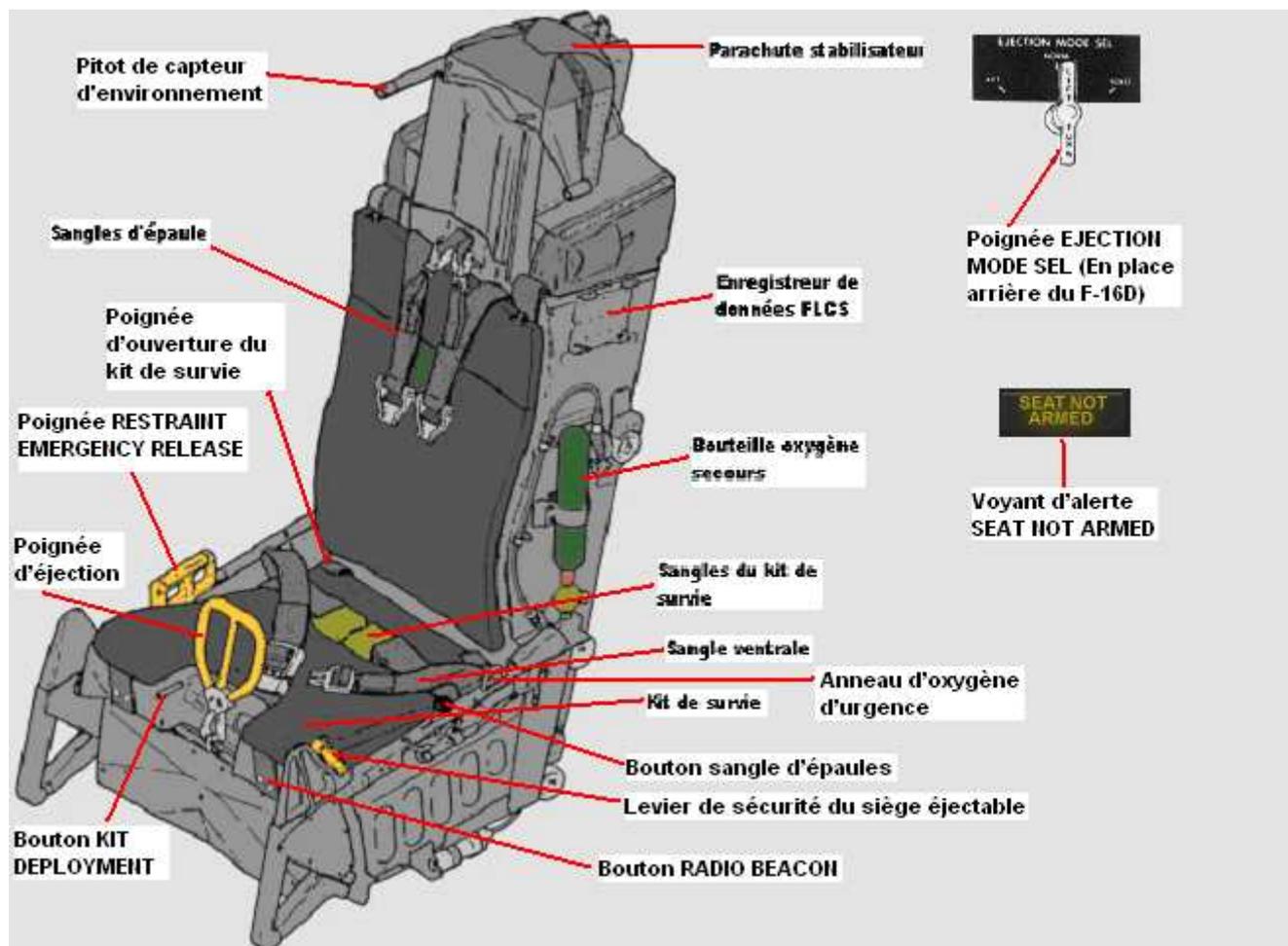


Figure 1-40



CONTROLE/INDICATEUR	POSITION/INDICATION	FONCTION
1. Anneau d'oxygène d'urgence	Tiré	Active l'oxygène d'urgence
2. Bouton sangle d'épaules	UNLOCKED	Déverrouille les harnets d'épaules et permet une meilleure liberté de mouvement
	LOCKED	Verrouille les harnets d'épaules et évite un mouvement vers l'avant.
3. Levier de sécurité du siège éjectable	Up	Sécurise le siège éjectable
	Down	Arme le siège éjectable
4. Bouton RADIO BEACON	MAN	Sélectionne le mode manuel
	AUTO	Sélectionne le mode automatique
5. Voyant d'alerte SEAT NOT ARMED	On	Levier de sécurité du siège éjectable en position haute
	Off	Levier de sécurité du siège éjectable en position basse
6. Bouton KIT DEPLOYMENT	A (vers l'avant)	Sélectionne le mode automatique
	M (vers l'arrière)	Sélectionne le mode manuel
7. Poignée d'éjection	Tirée	Largue la verrière et éjecte le siège
8. Poignée RESTRAINT EMERGENCY RELEASE	Tirée	Evacuation au sol-libère les sangles
		Après l'éjection-surpasse la séparation automatique siège/pilote
9. Poignée d'ouverture du kit de survie	Tirée	Déploie le kit de survie
10. Poignée EJECTION MODE SEL (En place arrière du F-16D)	AFT/NORM/SOLO	Sélectionne le mode d'éjection



Oxygène de secours

L'alimentation en oxygène de secours (figure 1-40) est automatiquement activée lors de l'éjection ou peut être manuellement activée en appuyant sur le cercle vert.

UTILISATION DU SIEGE EJECTABLE

Le siège éjectable est initié en tirant la poignée d'éjection. Ceci rétracte les harnets d'épaules et les verrouille, met à feu les initiateurs de langage, verrouille et allume 2 fusées de verrière. Lorsque la verrière quitte l'avion, les 2 initiateurs de siège sont mis à feu.

Une fusées propulse le siège hors du cockpit, les pitots de capteur d'environnement (figure 1-40) sont exposées et l'oxygène d'urgence est activé. Le séquenceur de récupération sélectionne le mode de récupération approprié et déclenche le paquet de stabilisation (STAPAC) et la fusée de divergence de trajectoire et (si en mode 2 ou 3) initie le freinage. Voir figure 1-41, TEMPS DE LA SEQUENCE D'EJECTION dans cette section.

Si le système de récupération est défaillant, tirer la poignée RESTRAINT EMERGENCY RELEASE libère les sangles, lâche l'ensemble parachute et ouvre le parachute du pilote. La poignée ne libère pas les suspentes de parachute ou le kit de survie que ce soit après l'éjection ou une évacuation au sol. Le radeau de survie, le kit de survie et la balise radio sont déployés suite à la séparation siège/pilote quand sur AUTO.

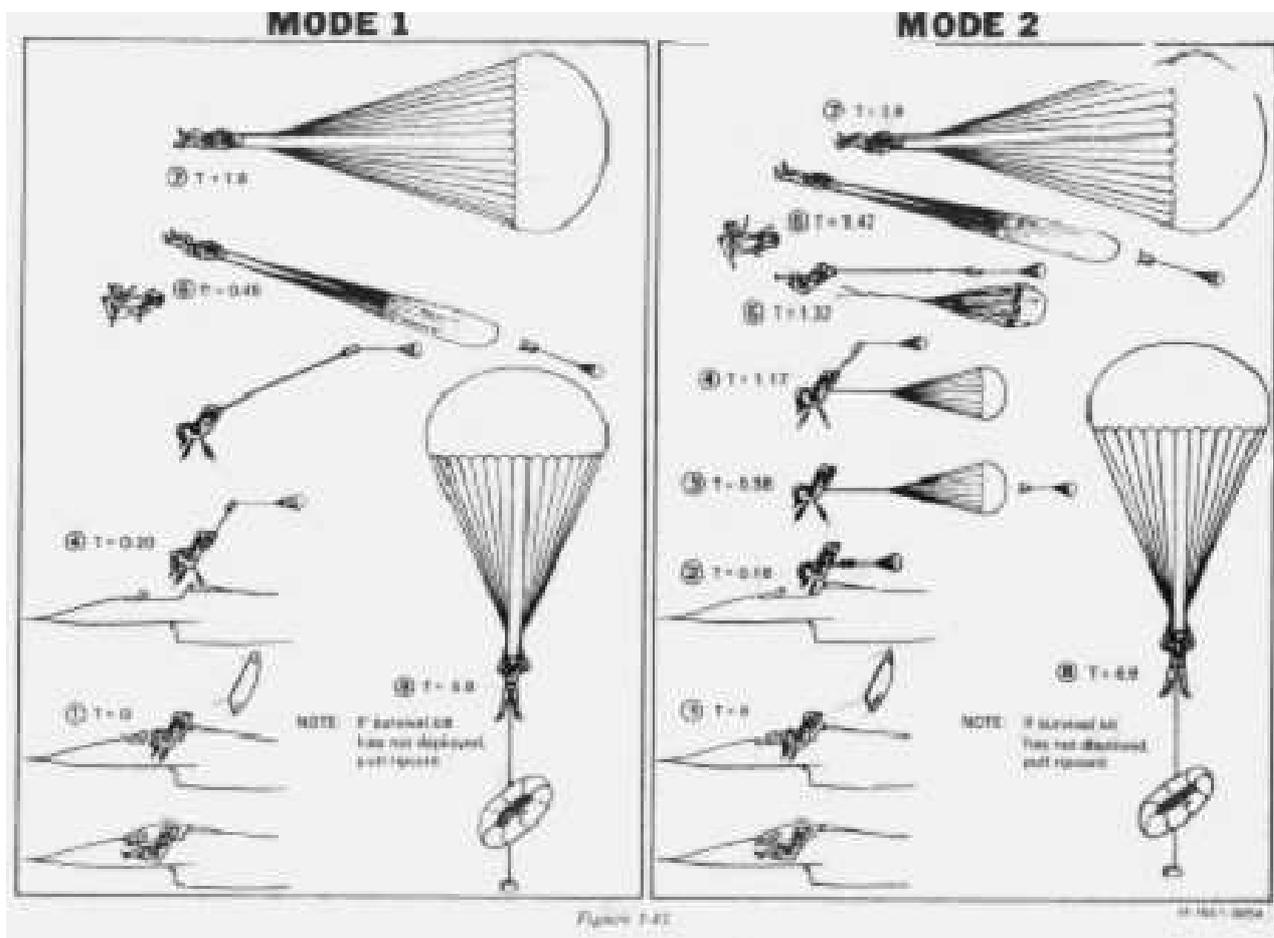


Figure 1-41



SYSTEME OXYGENE



SYSTEME OXYGENE

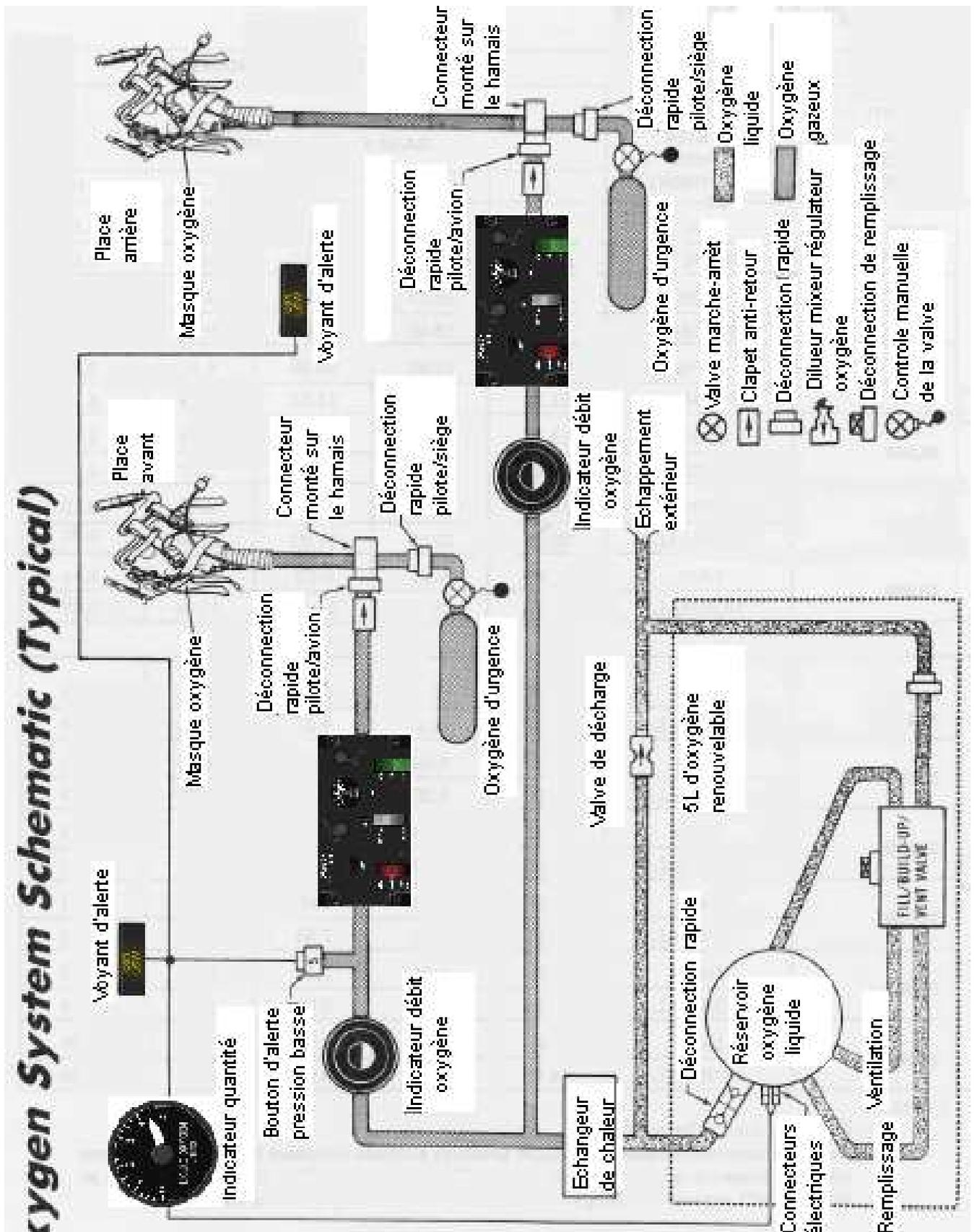


Figure 1-42



Le système oxygène comprend un système liquide et un système à gaz d'urgence (figure 1-42).

SYSTEME D'OXYGENE LIQUIDE

Un système d'oxygène liquide de 5 litres (figure 1-42) fournit de l'oxygène à un régulateur d'oxygène à pression commandée. Le régulateur fournit une sélection d'oxygène dilué normal et de l'oxygène 100%. Une déconnection rapide est située entre le masque et le système d'oxygène de l'avion pour évacuer rapidement l'avion au sol. L'autonomie d'oxygène varie en fonction de l'altitude, des réglages du régulateur et de l'utilisation. Pour une autonomie de l'oxygène, voir la figure 1-44.

Controles/indicateurs du système d'oxygène

Des controles et indicateurs sont présentés et décrits en figure 1-43.

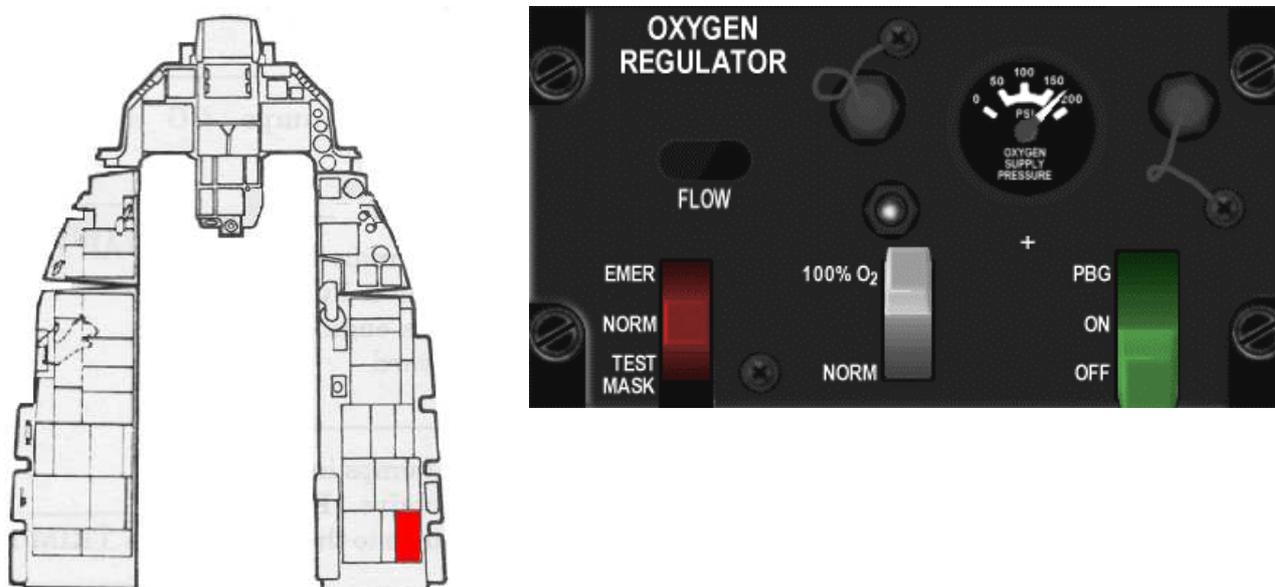


Figure 1-43



CONTROLES/INDICATEURS DU SYSTEME D'OXYGENE

CONTROLE/INDICATEUR	POSITION/INDICATION	FONCTION
1. Indicateur de débit oxygène FLOW	Blanc	Indicate un débit d'oxygène
	Noir	Indique que l'oxygène n'est pas débité
2. Voyant d'alerte OXY LOW	On	Indique que la quantité d'oxygène est inférieure à 0.5 L ou que la pression du système est en-dessous du niveau de sécurité
3. Indicateur de quantité LIQUID OXYGEN	0 – 5 L	Indique la quantité d'oxygène restante dans le réservoir
4. CABIN PRESS ALT	0 – 50 000 ft	Indique l'altitude-pression cabine
5. Gauge OXYGEN SUPPLY PRESSURE	Pression d'oxygène (psi)	Indique la pression d'oxygène gazeux au régulateur en psi
6. Levier SUPPLY	ON	Met en marche l'alimentation oxygène du masque
	OFF	Arrête l'alimentation oxygène du masque
7. Levier du dilueur	NORMAL OXYGEN	Fournit un mélange régulé d'oxygène et d'air du cockpit au masque comme déterminé par l'altitude-pression cabine
	100% OXYGEN	Fournit de l'oxygène 100% régulé au masque
8. Levier EMERGENCY	NORMAL	Fournit de l'oxygène proportionnellement dilué avec de l'air jusqu'à une altitude-pression supérieure à 35 000 ft. Au-dessus de 35 000 ft, de la pression est fournie.
	EMERGENCY	Fournit de l'oxygène 100% sous pression au masque
	TEST MASK	Fournit de la pression pour tester le masque et le tuyaux en cas de fuites



9. Bouton test d'indicateur OXY QTY	OXY QTY	L'aiguille pointe vers 0. Lorsque l'aiguille passe 0.5 L, le voyant OXY LOW s'allume. Le voyant s'éteint quand le bouton est relâché et l'aiguille repasse le 0.5 L
	OFF (pré-positionné)	Position normale

SYSTEME D'OXYGENE D'URGENCE

Le système d'oxygène d'urgence (figure 1-40) comprend une bouteille haute pression et un régulateur de pression montés sur coté gauche du siège. Le tuyaux est dirigé vers le coté droit du siège. Le système est activé :

- Automatiquement lors d'une éjection.
- Manuellement par l'anneau vert (figure 1-40) situé sur à l'arrière du coté gauche du siège.



AUTONOMIE OXYGENE (HEURES)								
Altitude pression (ft)	Levier dilueur (position)	Quantité gauge (Litres)						
		5	4	3	2	1		
C	35,000 AND UP	100%	30.94	24.75	18.56	12.37	6.19	
		NORMAL	30.94	24.75	18.56	12.37	6.19	
	30,000	100%	22.63	18.11	13.58	9.06	4.53	
		NORMAL	23.00	18.40	13.80	9.20	4.60	
	25,000	100%	17.48	13.98	10.49	6.99	3.50	
		NORMAL	21.72	17.37	13.00	8.69	4.34	
	20,000	100%	13.19	10.55	7.91	5.28	2.64	
		NORMAL	24.43	19.55	14.66	9.77	4.89	
	15,000	100%	10.02	8.49	6.37	4.25	2.12	
		NORMAL	29.86	23.89	17.92	11.94	5.97	
	10,000	100%	8.53	6.83	5.12	3.41	1.71	
		NORMAL	29.86	23.89	17.92	11.94	5.97	
	D	35,000 AND UP	100%	15.47	12.37	9.28	6.18	3.09
			NORMAL	15.47	12.37	9.28	6.18	3.09
30,000		100%	11.31	9.05	6.79	4.52	2.26	
		NORMAL	11.50	9.20	6.90	4.60	2.30	
25,000		100%	8.74	6.99	5.24	3.49	1.75	
		NORMAL	10.86	8.68	6.51	4.39	2.17	
20,000		100%	6.59	5.27	3.95	2.64	1.32	
		NORMAL	12.21	9.77	7.33	4.88	2.44	
15,000		100%	5.31	4.24	3.18	2.12	1.06	
		NORMAL	14.93	11.94	8.96	5.97	2.98	
10,000		100%	4.26	3.41	2.56	1.70	0.85	
		NORMAL	14.93	11.94	8.96	5.97	2.98	

Figure 1-44



EQUIPEMENT DE COMMUNICATION, NAVIGATION ET IFF



EQUIPEMENT DE COMMUNICATION, DE NAVIGATION ET IFF (CNI)

Les controles cockpit pour l'utilisation du CNI sont séparés entre des unités de contrôle sur les consoles et des controles tête-haute situés sur le tableau de bord. Des controles pour des fonctions utilisées moins fréquemment, tel que la puissance et le volume sonore et des fonctions essentielles tels que les communications de secours et de garde sont situés sur les panneaux de contrôle. Des controles pour des fonctions fréquemment utilisées du CNI sont situées de le contrôle tête-haute pour permettre un contrôle tête-haute en vol.

Controles Tête-haute (UFC)



Figure 1-45

Les controles tête-haute (figure 1-45) fournissent un moyen tête-haute simplifié, centralisé pour contrôler les fonctions les plus fréquemment utilisées du système de communication, des systèmes de navigation et d'IFF. La sélection de contrôle tête-haute du DED, le panneau de contrôle intégré (ICP) et le panneau clavier intégré (IKP). Les controles tête-haute nécessite l'énergie du bus emergency dc n°2 et du bus emergency ac n°2. Voir le F-16D dans cette section pour des informations supplémentaires.

Affichages DED/CNI

Le DED (figure 1-45) fait partie intégrante des controles tête-haute et fournit un affichage des actions des boutons via les controles tête-haute. Les affichages primaires des communications, de navigation et de l'IFF sont inclus dans les sélections de pages disponibles à l'affichage sur le DED. Les sélections des canaux, fréquences, modes et codes de l'UHF, de la VHF, du TACAN, de l'ILS et de l'IFF sont présentées quand la page appropriée est sélectionnée. La position actuelle de l'INS et les données des points tournants peuvent être sélectionnées sur l'affichage du DED.

Des affichages pour l'UHF, le TACAN et l'IFF montre le mot BACKUP quand le bouton CNI est sur BACKUP. Le mot GUARD apparaît sur les pages UHF et VHF quand garde est sélectionnée. Voir figure 1-46.



Les controles tête-haute fournissent une page sur le DED (figure 1-44) qui montre l'état actuel de l'utilisation du CNI. La page CNI est automatiquement affichée lors de la mise sous tension de l'UFC ou peut être sélectionnée en positionnant le bouton de contrôle de données (DCS) momentanément sur RTN.

Affichage CNI/Sommaire page DED

La page CNI (figure 1-46) affiche les données concernant l'UHF (COM 1), la VHF (COM 2), les points tournants, l'IFF et le système temps. La page CNI affiche ses données sur 5 lignes.

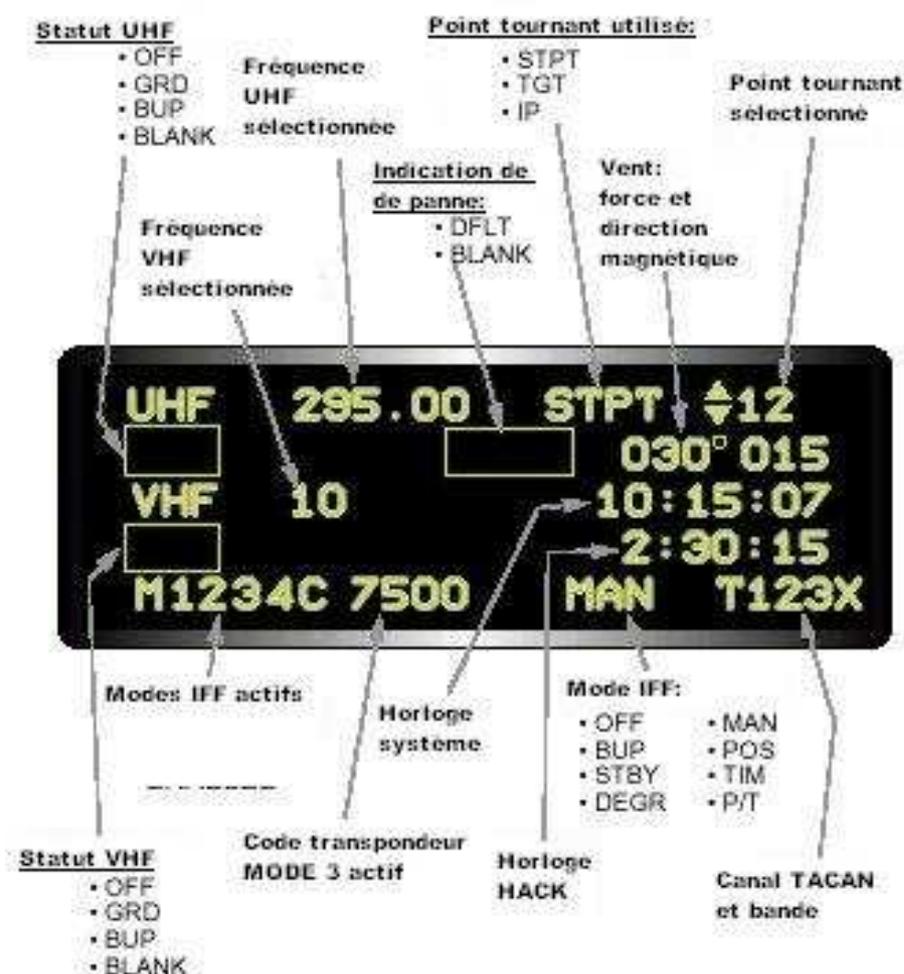


figure 1-46

La 1^o ligne affiche les informations concernant le mode radio UHF, la présélection de canaux, les statuts radio et le numéro du points de passage. Le label tout à gauche indique le mode radio (soit UHF ou HQ). L'UHF est affiché quand le mode normal est sélectionné ; HQ est affiché quand le mode de résistance au brouillage est sélectionné. Le label UHF/HQ sera surligné quand le bouton de transmission UHF VHF sera sur UHF. A coté du label de mode figure le canal pré-sélectionné UHF, si l'un est sélectionné. Si un canal pré-sélectionné est sélectionné, cette zone est vide. La zone milieu de la 1^o ligne indique le statut de la radio UHF. Lors d'une utilisation normale, cette zone est vide. OFF, BUP et GRD sont d'autres indications de statut radio UHF. OFF est affiché quand l'alimentation est coupée avec le bouton d'alimentation COMM 1. Quand BACKUP ou GUARD est sélectionné, BUP ou GRD est affiché sur le milieu de la 1^o ligne. Le coté droit de la 1^o ligne affiche les informations de navigation. Si un point de passage est sélectionné, STPT s'affichera. Si un point initial est sélectionné, IP



s'affichera. A coté du label du point de passage se trouve le numéro du point de passage actuel. Sur la figure 1-46, la 1^e ligne affiche l'UHF (mode normal), le canal UHF présélectionné choisi (10), une zone vide au milieu (utilisation normale de l'UHF) et le point de passage sélectionné (STPT 5).

La seconde ligne affiche la fréquence VHF entrée manuellement. Si un canal présélectionné est sélectionné, la 2^e ligne est vide.

La 3^e ligne affiche les modes IFF sélectionnés. M qui signifie Mode est toujours affiché ; 1, 2, 3 ou 4 sont affichés en fonction du mode correspondant sélectionné. Quand le mode 4 est interrogé, le 4 est surligné. La figure 1-46 montre les modes IFF 1, 3, C et 4 sélectionnés.

La 4^e ligne affiche la fonction VHF (COMM 2), le mode, le canal présélectionné, le statut radio et le statut IFF. Le coté gauche de la 4^e ligne affiche toujours le label VHF du mode radio. Quand le bouton de transmission UHF VHF est sur UHF, le label VHF est surligné. A coté du label VHF se trouve le canal VHF présélectionné, si l'un est sélectionné. Comme l'indicateur de canal présélectionné UHF de la ligne 1, l'indicateur de canal présélectionné VHF est vide si une fréquence manuelle est rentrée. Le milieu de la ligne 4 indique le statut de la radio VHF. Le statut de la radio VHF est affiché exactement comme le statut radio UHF sauf que BUP (BACKUP) ne peut être affiché puisqu'il n'y a pas de radio VHF de secours. Une zone vide indique une utilisation normale. OFF indique que l'alimentation est coupée et GRD indique que GUARD a été sélectionné. Le coté droit de la ligne 4 affiche les informations sur le statut de l'IFF. Une zone vide indique une utilisation normale. OFF indique que l'alimentation est coupée. Quand STANDBY ou BACKUP est sélectionné, STBY ou BUP s'affichera. Sur la figure 1-46, la ligne 4 montre VHF (mode normal), le canal VHF présélectionné (12) et la radio normale et le statut de l'IFF.

La 5^e ligne affiche 2 choses : une fréquence VHF qui a été entrée manuellement et le système temps. Si un canal VHF présélectionné est sélectionné, la ligne 5 affiche seulement le système temps.

Pour changer les canaux présélectionnés ou les numéros des points tournants, les triangles haut/bas doit être placés en face des points à changer. Quand le DCS est bougé sur haut et bas, les triangles se déplacent entre le point de passage et les canaux présélectionnés VHF et UHF. Avec les triangles à cotés du point à changer, le point de passage/canal peut être changé en appuyant sur le bouton incrémenter/décroémenter jusqu'au point de passage ou canal désiré. Si une fréquence manuelle est sélectionnée, les triangles seront affichés mais ne seront pas fonctionnels. Les triangles sont affichés au numéro du point de passage lors de la mise en marche de l'UFC. Pour une description détaillée de l'utilisation de l'UHF, de la VHF, du TACAN et de l'ILS au moyen de l'UFC, voir le SYSTEME DE COMMUNICATION dans cette section.



PANNEAU DE COMMUNICATIONS AUXILIAIRES

Le panneau de communications auxiliaires (figure 1-45), labéllé AUX COMM, est situé sur la console de gauche. Le panneau AUX COMM fournit un contrôle secours des fonctions essentielles du CNI et de certaines fonctions de l'IFF.

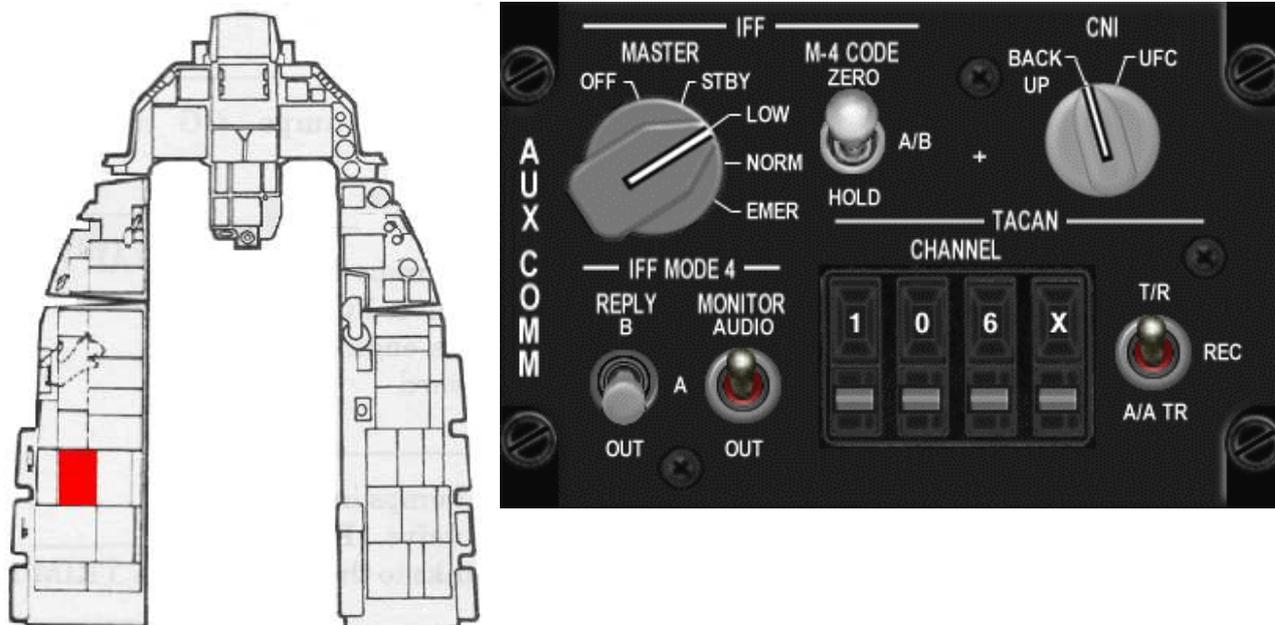


Figure 1-45

Bouton de Communications, de Navigation et d'IFF (CNI)

Les fonctions sont :

- **BACKUP** – Dans l'éventualité d'une panne de l'UFC, la position BACKUP fournit une utilisation alternative de l'UHF, du TACAN et de l'IFF mode 4. BACKUP peut être sélectionné, si besoin, même quand l'UFC est fonctionnel.
- **UFC** – Fournit un contrôle normal primaire des communications, navigation et IFF via l'UFC. Voir CONTROLES TETE-HAUTE dans cette section.

Bouton IFF MASTER

Les fonctions du bouton IFF MASTER avec le bouton CNI sur BACKUP ou UFC.

Les fonctions sont :

- **OFF** – Arrête l'alimentation de l'équipement IFF et remettre à zéro les réglages du mode 4 à moins que la fonction HOLD soit utilisée. Le bouton doit être tiré vers l'extérieur de la position OFF vers STBY.



- STBY – L'équipement est mis en marche et chauffé mais ne peut transmettre.
- LOW – Des interrogations locales (puissantes) uniquement sont reconnues et répondues.
- NORM – Reconnaissance à pleine portée avec réponse est possible. L'énergie transmise du système IFF est la même pour les positions LOW et NORM.
- EMER – Le bouton doit être tiré vers l'extérieur en position EMER. Ainsi positionné, un groupe d'impulsion indiquant une urgence est transmise à chaque fois qu'une interrogation de mode 1, 2 ou 3/A est reconnue.

Bouton CODE M-4

Le bouton CODE M-4 a 3 positions. Il est pré-positionné sur centré (A/B) depuis HOLD et est verrouillé en position ZERO.

Les fonctions sont :

- ZERO – Met à zéro les paramètres du mode 4 quand le bouton MASTER IFF n'est pas sur OFF.
- A/B –A/B – La position A/B permet une sélection de code via l'UFC ou via le bouton REPLY du mode 4 quand sur BACKUP.
- HOLD – Les 2 paramètres peuvent être maintenus après le vol en plaçant le bouton M-4 CODE momentanément sur HOLD avant de placer le bouton IFF MASTER sur OFF ou en coupant l'alimentation.

Bouton IFF MODE 4 REPLY

Le bouton IFF MODE 4 REPLY a 3 positions et est utilisé quand le bouton CNI est sur BACKUP.

Les fonctions sont :

- OUT – Utilisation du mode 4 est stoppée.
- A – Permet l'utilisation du mode 4 et sélectionne le code actuel pour A.
- B - Permet l'utilisation du mode 4 et sélectionne le code actuel pour B.

Bouton IFF MODE 4 MONITOR

Le bouton IFF MODE 4 MONITOR permet une surveillance audio (un son)des réponses du mode 4 quand sur BACKUP.



Les fonctions sont :

- AUDIO – Fournit une surveillance audio sur l'intercom.
- OUT – Arrête la surveillance audio sur l'intercom.

Bouton fonction TACAN

Le bouton de fonction TACAN fournit un contrôle des fonctions du TACAN quand le bouton CNI est sur BACKUP.

Les fonctions sont :

- T/R – Mode Transmission/Réception. Idem que REC mais avec en plus, une interrogation de la station au sol pour l'information DME ; la distance (NM) est affichée sur l'indicateur range du HSI (MILES).
- REC – Mode Réception. Le système reçoit des signaux qui entraîne un relèvement et un affichage de la déviation sur le HSI et un son dans le casque. La distance TACAN sur l'indicateur range du HSI n'est pas fournie.
- A/A TR – Mode Transmission/Réception Air-Air. Le système TACAN interroge et reçoit des signaux d'avions disposant d'une capacité air-air, fournissant une distance oblique (NM) entre l'avion utilisant le canal TACAN 63. (Le KC-10A fournit également une information de relèvement.) Plus de 5 avions peuvent déterminer la distance d'un 6^e avion leader.

Levier sélecteur TACAN CHANNEL

4 leviers sélecteur TACAN CHANNEL et fenêtres de lecture sont fournis pour l'utilisation du TACAN quand le bouton CNI est sur BACKUP. Le canal TACAN est sélectionné dans les 3 premières fenêtres. La 4^e fenêtre est utilisé pour la bande X ou Y.

PANNEAUX DE CONTROLE AUDIO

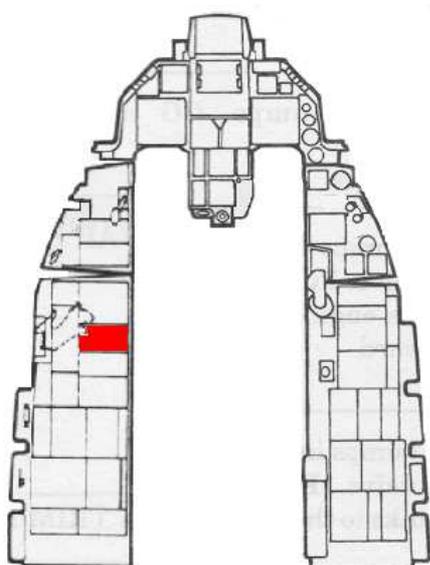


Figure 1-46



Les panneaux de contrôle AUDIO (figure 1-46), labelés AUDIO 1 et AUDIO 2, fournissent un contrôle des fonctions moins souvent utilisées du système de communication. Excepté ce qui noté, des contrôles sont actifs quelque soit la position du bouton CNI.

Bouton d'alimentation COMM 1 (UHF)

Le bouton d'alimentation COMM 1 a une position OFF et une flèche pointant vers INC. La position OFF stoppe l'alimentation de la radio UHF. Tourner le bouton alimente la radio et augmente le volume sonore de l'UHF.

Bouton de Mode COMM 1 (UHF)

Le bouton de mode COMM1 a 3 positions et peut être appuyé dans chacune des 3 positions. Appuyer sur le bouton interrompt la réception et transmet un son et un TOD pour la fréquence sélectionnée sur le Have Quick (HQ).

Les fonctions sont :

- OFF – Déconnecte le circuit squelch pour permettre la réception d'un signal faible.
- SQL – Permet au circuit squelch d'aider à réduire le bruit de fond en utilisation normale.
- GD – Le récepteur et l'émetteur principal sont automatiquement passés sur la fréquence GARDE et le récepteur de garde est coupé. La position GD n'est pas fonctionnelle avec le bouton CNI sur BACKUP.

Bouton d'alimentation COMM 2 (VHF)

Le bouton d'alimentation COMM 2 a une position OFF et une flèche qui pointe vers INC. La position OFF stoppe l'alimentation de la radio VHF. Tourner le bouton alimente la radio et augmente le volume sonore de la VHF.

Bouton de Mode COMM 2 (VHF)

Le bouton de mode COMM 2 a 3 positions et peut être appuyé dans chacune des 3 positions. Appuyer sur le bouton interrompt la réception et transmet un son et un TOD pour la fréquence sélectionnée sur le Have Quick (HQ).

Les fonctions sont :

- OFF – Déconnecte le circuit squelch pour permettre la réception d'un signal faible.
- SQL – Permet au circuit squelch d'aider à réduire le bruit de fond en utilisation normale.
- GD – Le récepteur et l'émetteur principal sont automatiquement passés sur la fréquence GARDE et le récepteur de garde est coupé. La position GD n'est pas fonctionnelle avec le bouton CNI sur BACKUP.

Bouton SECURE VOICE

Tourner le bouton SECURE VOICE vers l'avant augmente le volume d'une réception sécurisée. Voir SYSTEME DE VOIES SECURISEES dans cette section.



Bouton de Son Missile (MSL)

Le bouton de Son Missile est labéllé MSL et a une flèche qui pointe vers INC. Tourner le bouton vers l'avant augmente le volue du son pour la surveillance du missile AIM-9.

Bouton de Son de Suivi de Terrain (TF)

Le bouton TF n'est pas fonctionnel.

Bouton de Son Menace (THREAT)

Le bouton THREAT a une flèche qui pointe vers INC. Une rotation vers l'avant augmente le volume sonore du son du RWR.

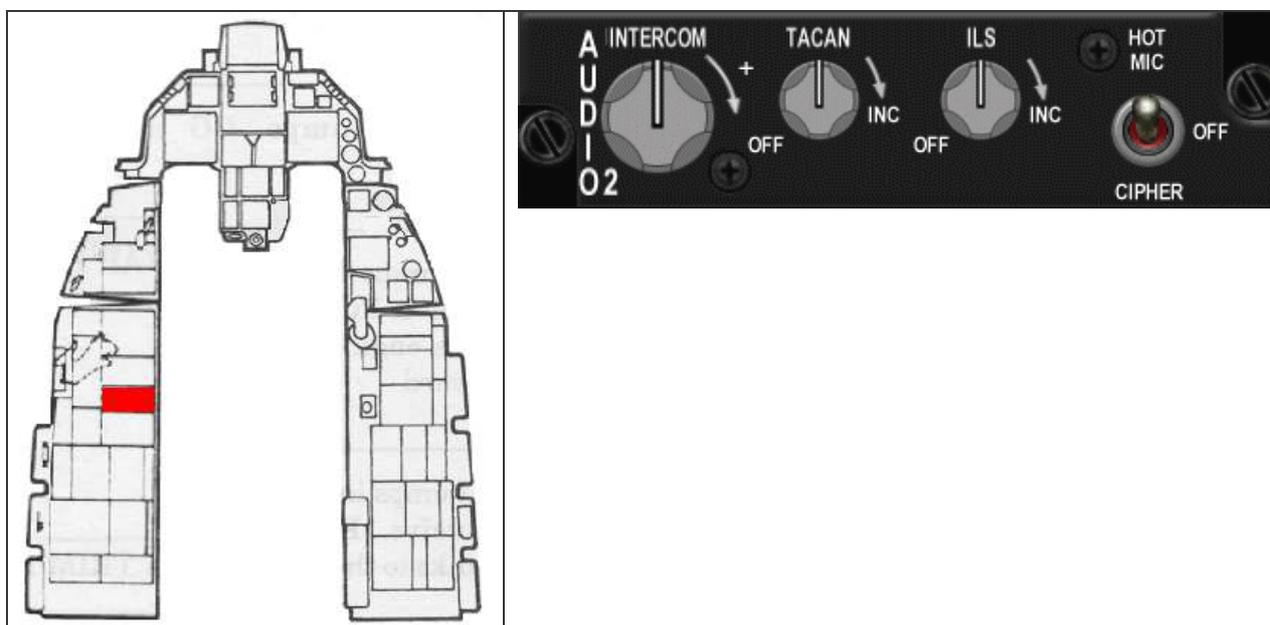


Figure 1-47

Bouton d'alimentation ILS

Le bouton d'alimentation ILS a une position OFF et une flèche qui pointe vers INC. La position OFF coupe l'alimentation du récepteur ILS. Tourner le bouton vers l'avant alimente le récepteur et augmente le volume sonore du signal d'identification du Localizer. L'ILS peut ne pas fonctionner lors de certaines pannes de l'UFC.

Bouton d'alimentation TACAN

Le bouton d'alimentation TACAN a une position OFF et une flèche qui pointe vers INC. La position OFF coupe l'alimentation du récepteur TACAN. Tourner le bouton vers l'avant alimente le récepteur et augmente le volume sonore du signal d'identification de la station TACAN.

Bouton INTERCOM

Le bouton INTERCOM a une flèche qui pointe vers INC. Tourner le bouton augmente le volume de l'intercom. Voir REGLAGE INTERCOM dans cette section.



Bouton HOT MIC CIPHER

Le bouton HOT MIC CIPHER a 3 position.

Les fonctions sont :

- HOT MIC – Active la communication entre le pilote et l'opérateur de la perche de ravitaillement ou le personnel au sol. L'activation du bouton de transmission UHF VHF de la manette des gaz surpassera cette fonction.
- OFF – Désactive les fonctions HOT MIC et CIPHER.
- CIPHER – Position momentanée qui limite la réception UHF et VHF pour la voie sécurisée seulement. CIPHER est fonctionnel seulement quand utilisé en mode de voie sécurisée.

PARAMETRE INTERCOM

Les controles intercom sont situés sur les panneaux de contrôle audio (figure 1-47).

L'intercom fournit les fonctions suivantes :

- Surveillance et volume de contrôle de communication vocale entre le pilote et le personnel au sol ou le boomer, le son du missile AIM-9, le son du RWR et le son de lancement missile.
- Surveillance des volumes individuels des systèmes controlés par les panneaux de contrôle audio.
- Surveillance des sons d'alerte : Son d'alerte de Train d'atterrissage et de basse vitesse et du son de l'IFF Mode 4.

PANNEAU DE SELECTION D'ANTENNE

Le panneau de sélection d'antenne (figure 1-48), labélé ANT SEL, permet la sélection des différentes antennes pour une transmission et réception optimale des signaux IFF et UHF.

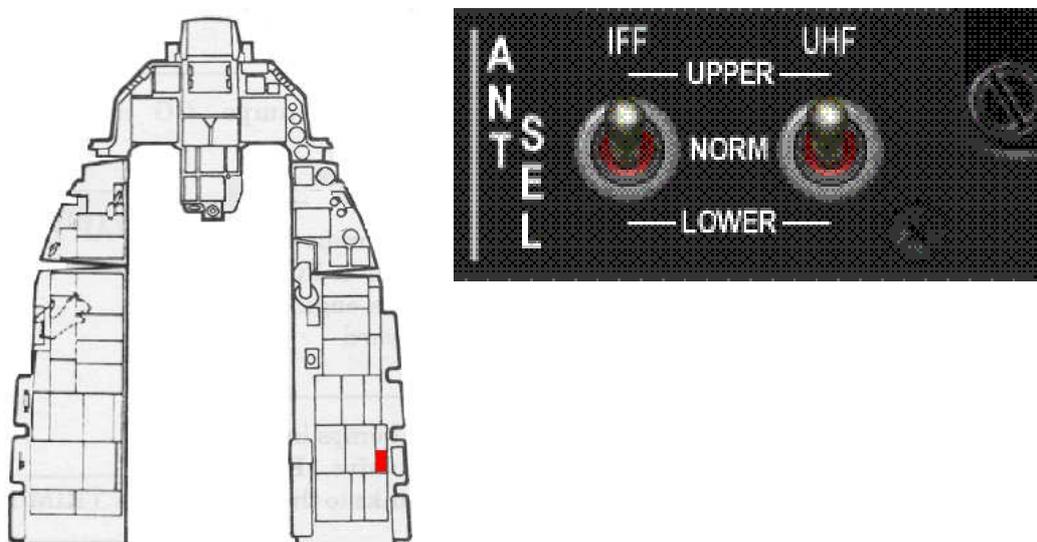


Figure 1-48



Bouton IFF ANT SEL

Le bouton IFF ANT SEL est un bouton à 3 positions.

Les fonctions sont :

- UPPER – L'antenne supérieure est utilisée pour la réception et la réponse à des signaux d'interrogation.
- NORM – Le système sélectionne l'antenne qui a reçu le meilleur signal.
- LOWER – L'antenne inférieure est utilisée pour la réception et la réponse à des signaux d'interrogation.

Bouton UHF ANT SEL

Le bouton UHF ANT SEL est un bouton à 3 positions.

Les fonctions sont :

- UPPER – L'antenne supérieure est utilisée pour la réception et la transmission des signaux.
- NORM – Les antennes tournent entre la supérieure et l'inférieure pour fournir un corcuit d'antenne omnidirectionnel.
- LOWER – L'antenne inférieure est utilisée pour la réception et la transmission des signaux.



SYSTEMÈME
DE
COMMUNICATION



SYSTEME DE COMMUNICATION

Le système de communication de l'avion comprend une radio UHF HAVE QUICK, une radio VHF, un panneau de contrôle de voie sécurisée et un ensemble intercom. Les communications sont contrôlées par l'UFC, 2 panneaux de contrôle audio, un panneau de contrôle secours de la radio, un panneau de contrôle de voie sécurisée et un panneau de communications auxiliaires. La position des antennes est présenté en figure 1-49a et b.

POSITION DES ANTENNES RADIO

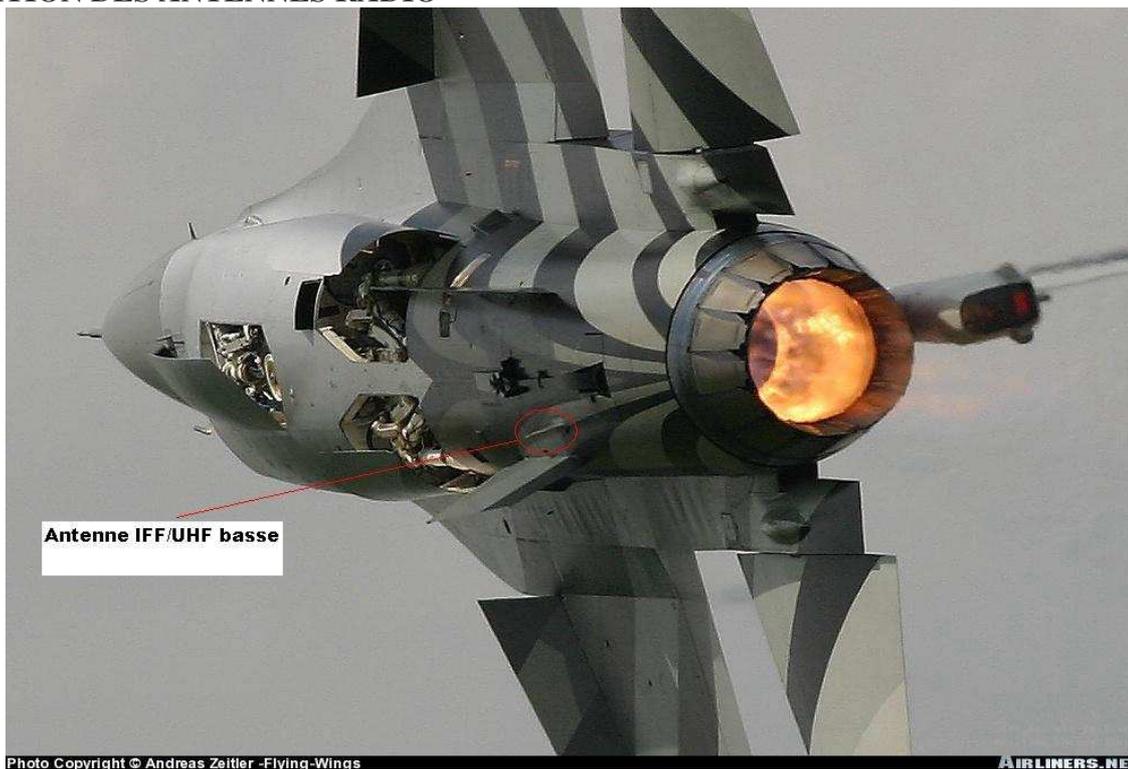


Figure 1-49a



Figure 1-49b

SYSTEME HAVE QUICK (HQ)

Le système HQ fournit une capacité de communication UHF air-air et air-sol normale et anti-brouillage. Le mode d'utilisation habituel de la radio UHF HQ est en mode normal où la radio utilise 1 à 7000 canaux. Le mode anti-brouillage (AJ) utilise un schéma de saut de fréquences pour changer de canal ou de fréquence plusieurs fois par seconde. Du fait que la fréquence particulière utilisée à un instant dépende d'un timing précis (TOD), les 2 radios HQ participantes doivent avoir une horloge synchronisée. De plus, la radio UHF HQ utilise un mot-code (WOD) et un chiffre (clé de codage) en mode AJ.

Mot-code (WOD)

Le WOD est normalement entré avant le vol mais il est possible de l'entrer en vol. Le WOD est entré en utilisant 1 ou plusieurs des 6 canaux présélectionnés qui sont de 20 à 25. Pour une nouvelle entrée de fréquence WOD, commencez au canal 20 et utilisez la même méthode qu'en entrant des fréquences présélectionnées en mode normal. La fréquence WOD est sélectionnée avec le bouton de fréquence manuelle et le bouton PRESET. Après une brève pause, un bip simple ou double sonne dans le casque indiquant que le canal 20 est entré en mémoire. Les canaux 19, 18, 17, 16 et 15 sont sélectionnés dans cet ordre pour entrer des fréquences présélectionnées. Après chaque entrée, un bip simple sonne jusqu'au canal 15, un bip double indique que la radio a acceptée les 6 entrées WOD.



Transfert WOD

Si la radio est coupée, l'info WOD n'est pas perdue mais est stockée. Après que la radio soit rallumée, sélectionnez le mode présélectionné et commencez avec le canal 20, tournez le bouton de canal présélectionné vers l'avant. Au canal 20, un bip simple ou double sonne. Un bip simple indique que l'entrée du WOD n'est pas complète mais que la donnée du canal 20 a été transférée et acceptée. Après qu'un bip simple ait retenti, présélectionnez vos canaux restants (19 à 15) de la même manière jusqu'à qu'un bip double sonne indiquant que le transfert du WOD est complet.

Transmission horloge (TOD)

L'entrée du WOD est normalement entrée avant le vol mais il est possible de l'entrer en vol. Il est possible de transmettre l'information de l'heure dans les modes normal et AJ en appuyant momentanément sur le bouton TONE. En mode normal, un message TOD complet est transmis alors qu'en mode AJ, seulement une mise à jour en abréviation est transmise. Une transmission d'un mode horloge permet une mise à jour de l'horloge si une radio s'est désynchronisée.

Réception horloge (TOD)

La réception est possible dans les modes normal et AJ. La radio accepte automatiquement le 1^e message TOD reçu après que la radio ait été allumée. Les messages suivants sont ignorés à moins que la position T ne soit sélectionnée avec le bouton A-3-2-T. La radio accepte ensuite la prochaine mise à jour TOD en mode soit normal soit AJ dans la minute qui suit la sélection de la position T. Pour recevoir l'heure en mode normal, Tournez le bouton A-3-2-T sur la position T et revenez à un canal normal soit en mode présélectionné soit en mode manuel. Pour recevoir une mise à jour en mode AJ, tournez le bouton A-3-2-T sur la position T et revenez ensuite en position A. Une mise à jour TOD peut à présent être reçue sur le filet AJ sélectionné.

Numéro filet

Après qu'un TOD et un WOD aient été entrés, un numéro de filet AJ peut être sélectionné en utilisant le bouton de fréquence manuel.

Utilisation du mode anti-brouillage (AJ)

Un son retentit dans le casque si un filet AJ invalide est sélectionné, si un TOD n'a pas été initialement reçu ou si un WOD n'a pas été entré. Si le bouton fonction est sélectionné sur BOTH et que le mode AJ est sélectionné, toute transmission sur le canal GARDE a priorité sur le mode AJ.



RADIO UHF HAVE QUICK (HQ)

La radio UHF fournit des communications en ligne de visée. Le panneau de contrôle de secours de la radio UHF (figure 1-51) est situé sur la console de gauche. Les transmissions UHF s'effectuent en maintenant le bouton de transmission UHF-VHF de la manette des gaz sur la position UHF. La gamme de fréquences est de 225.00 à 399.975 MHz. Le récepteur GARDE surveille la fréquence GARDE 243.00 MHz. La radio UHF est alimentée par le bus batterie n°1 et nécessite l'énergie du bus emergency ac n°2 et de l'emergency dc bus n°2 pour l'utilisation sur l'UFC. Les contrôles de la puissance, le volume, le squelch, la garde et le son sont situés sur le panneau de contrôle AUDIO 1. La sélection de mode HAVE QUICK et d'autres fonctions UHF sont contrôlées par l'UFC. 20 ou 14 canaux peuvent être présélectionnés en utilisant l'UFC ou les contrôles secours respectivement.

Utilisation de la radio UHF sur l'UFC

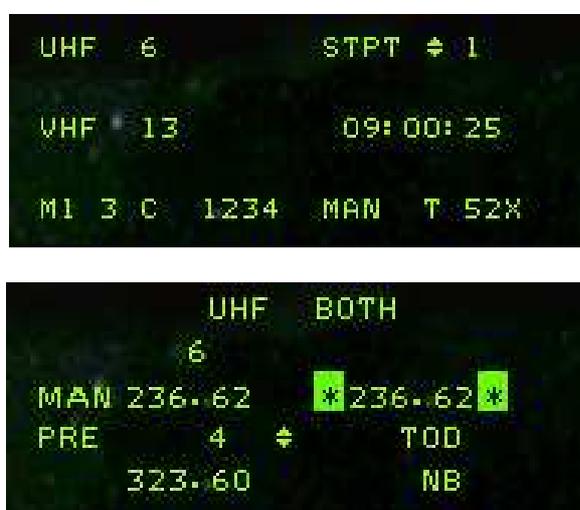


Figure 1-50

La page CNI doit être affichée avant de sélectionner la page UHF. Pour afficher la page CNI sur le DED, positionnez le bouton DCS sur RTN. Pour changer les canaux présélectionnés UHF sur la page CNI, voir SOMMAIRE DES PAGES AFFICHAGE CNI/DED dans cette section.

La page UHF (figure 1-50) est sélectionnée en appuyant sur le bouton de surpassement COM 1 sur l'UFC.

Les fonctions disponibles sur la page UHF sont :

- Changer des canaux présélectionnés et des fréquences manuelles.
- Changer entre les fonctions MAIN et BOTH.
- Entrer les canaux des fréquences.
- Changer la longueur de bande.



La page UHF affiche ses données sur 5 lignes. La 1^e comprend les infos sur le mode radio et le statut de transmission. Le mode radio UHF-TOD pour une utilisation normale ; HQ-TOD est affiché quand le mode de résistance au brouillage est sélectionné. Le label est surligné quand la radio est activée. Le statut de transmission est affiché comme OFF, MAIN ou BOTH. OFF est affiché quand l'alimentation est coupée avec le bouton COMM 1. MAIN est affiché quand des transmissions sont reçues uniquement sur le récepteur UHF principal ; BOTH est affiché quand des transmissions sont reçues sur les 2 récepteurs, principal et garde.

La 2^e ligne affiche le label MAN.

La 3^e affiche la fréquence manuelle actuelle entrée au moyen de l'UFC. Si la radio est réglée sur cette fréquence, MAN est surligné. La 3^e ligne affiche également les données entrées par le boîtier secours en 5 chiffres entourés de 2 astérisques. Le boîtier est utilisé pour changer soit les canaux soit les fréquences manuelles et il montre le canal/fréquence qui n'est pas actuellement utilisé.

Quand la page UHF est sélectionnée en premier, le boîtier est affiché d'une des 2 manières :

- (1) si la radio est utilisée sur une fréquence manuelle, le boîtier affiche le canal présélectionné.
- (2) Si la radio est utilisé sur un canal présélectionné, le boîtier affiche la fréquence manuelle.

La 4^e ligne affiche le label PRE et un numéro de canal présélectionné. Le label PRE est surligné quand la radio est réglée sur le canal présélectionné.

La 5^e ligne affiche également la largeur de bande sélectionnée qui est affichée en soit bande courte (NB) soit bande large (WB). La figure 1-46 montre le mode radio (UHF-TOD), le statut transmission (MAIN), la fréquence manuelle (235.00), un canal présélectionné (PRE 10), la fréquence associée avec le canal présélectionnée sur la 4^e ligne (225.00) et la largeur de bande (NB).

Des changements sur la page UHF sont faits en utilisant les astérisques et le clavier, le bouton incrémenter/décroître ou la position SEQ sur le DCS en fonction de la nature du changement. Les astérisques (*235.00*) sont déplacés par les mouvements haut/bas du DCS pour la position : fréquence boîtier, largeur de bande, mode radio, désignation de fréquence de canal présélectionnée et retour à la fréquence clavier. L'information entourée par les astérisques peuvent être changées. Avec les astérisques correctement positionnés, le mode radio et la largeur de bande sont changés en appuyant sur la touche ICP/IKP (1-9). Les canaux/fréquences sont changés en plaçant les astérisques sur les fréquences, en entrant le canal/fréquence souhaitée puis en appuyant sur ENTR. Si 1 ou 2 chiffres sont entrés, un canal présélectionné est sélectionné ; si 3 à 5 chiffres sont entrés, une fréquence manuelle est sélectionnée. Les chiffres supplémentaires au-delà de 5 chiffres sont ignorés. Quand le bouton ENTR est pressé, le canal/fréquence change et le DED revient sur la page surpassée. (Si le bouton de surpassement COM 1 est appuyé et que le bouton ENTR est pressé sans entrer de nouveaux chiffres, le canal ou la fréquence qui était précédemment dans la fenêtre sera sélectionné.) Les fréquences sont canalisées en plaçant les astérisques sur la fréquence manuelle située en-dessous du canal présélectionné et en tapant la nouvelle fréquence souhaitée. Le canal présélectionné est changé en utilisant soit le bouton incrémenter/décroître (noter les triangles haut/bas à côté du nombre du canal) ou ne utilisant les astérisques et le clavier comme décrit précédemment. Puisque le canal est changé, sa fréquence associées change également. Changer entre les fonctions MAIN et BOTH peut être effectué en positionnant le DCS sur SEQ. Cette action peut être effectuée indépendamment avec la position des astérisques.



Des considérations spéciales sont à prendre en compte dans les cas où les caractéristiques de la radio HAVE QUICK sont utilisées. La radio HAVE QUICK fonctionne dans 2 modes : UHF-TOD pour le mode d'utilisation normal utilisant une fréquence UHF normale et HQ-TOD pour le mode de résistance au brouillage utilisant des désignations de fréquences alternées. Avant que le mode de résistance au brouillage ne puisse être utilisé, le TOD doit être mis à jour. Ceci peut être effectué sur l'UFC en plaçant les astérisques autour du label de mode radio (UHF-TOD ou HQ-TOD) sur la page UHF puis en appuyant sur ENTR. Le TOD est mis à jour en demandant une transmission du TOD. Dans chacun des modes, la transmission doit être reçue dans la minute qui suit la pression de la touche ENTR. Après la mise à jour du TOD et avec les entrées des WOD corrects sur le panneau de contrôle secours UHF, on accède au mode de résistance au brouillage en plaçant les astérisques du DED autour du label UHF-TOD sur la page UHF puis en appuyant sur une touche de l'ICP/IKP (touches 1 à 9). Les filets sont entrés et changés juste en utilisant les fréquences et peuvent être pré-entrés aux endroits présélectionnés.

Le panneau de contrôle secours de la radio UHF (figure 1-51) contrôle la radio UHF, si besoin, en positionnant le bouton CNI sur BACKUP (panneau AUX COMM). Quand BACKUP est sélectionné, les contrôles sur le panneau de contrôle secours de la radio UHF ont les fonctions suivantes :

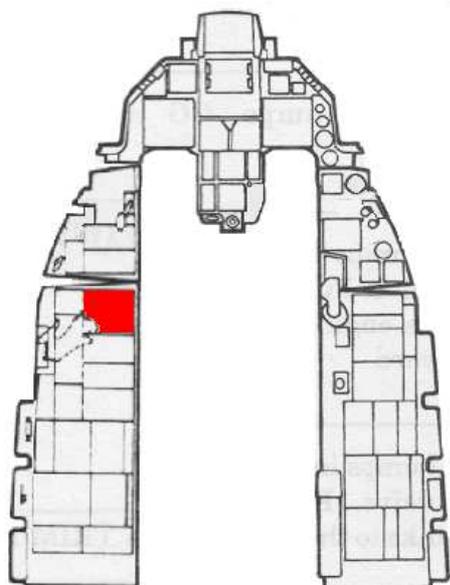


Figure 1-51



Bouton Fonction

Les fonctions sont :

- OFF – Alimentation coupée.
- MAIN – Avec l'alimentation COMM 1 sur marche, l'UHF fonctionne sur la fréquence sélectionnée.
- BOTH – Utilisation normale avec en plus, la réception de la fréquence GARDE.
- ADF – Non fonctionnel.

Bouton MODE

Les fonctions sont :

- MANUAL – Une fréquence UHF est sélectionnée par le réglage manuel des 5 boutons de fréquence.
- PRESET – Une fréquence UHF est sélectionnée pour de fréquence présélectionnée.
- GUARD – Les récepteur et transmetteurs principaux sont automatiquement placés sur la fréquence GARDE et le récepteur GARDE est coupé.

Bouton de canaux présélectionnés

Le bouton de canaux présélectionnés permet la sélection de 14 fréquences présélectionnées (canaux 1 à 14) avec le bouton de mode sur PRESET et le bouton A-3-2-T soit sur 2 soit sur 3. Avec le bouton A-3-2-T sur A et le bouton de mode sur PRESET, le bouton de canaux présélectionnés permet la sélection d'1 des 6 fréquences WOD présélectionnées (canaux 15 à 20). Des canaux utilisés pour le stockage WOD ne peuvent être utilisés comme canaux présélectionnés pour une utilisation de la radio normale. Les fréquences sélectionnées pour chaque canal peuvent être manuellement écrites sur la carte de fréquence canal située sur la trappe d'accès. Des fréquences de canal présélectionnés sont sélectionnées (ou changées) comme suit :

- Bouton Fonction – MAIN ou BOTH.
- Bouton Mode – PRESET.
- Boutons de fréquence manuelle – Sélectionnez la fréquence souhaitée.
- Bouton de canal présélectionné – Sélectionnez le canal souhaité.
- Soulever la trappe d'accès.
- Appuyez sur le bouton PRESET sous la trappe d'accès.



Boutons de fréquence manuelle

Les boutons de fréquence manuelle permettent une sélection manuelle des fréquences au pas de 0.025 MHz de 225.00 MHz à 399.975 MHz.

Bouton A-3-2-T

Les fonctions sont :

- A – Sélectionne le mode AJ.
- 3 – Permet une sélection manuelle des fréquences.
- 2 – Permet une sélection manuelle des fréquences.
- T – Position momentanée qui permet à la radio d'accepter un nouveau TOD pendant plus d'1 minute après la sélection. Egalement utilisé en conjonction avec le démarrage d'urgence de l'horloge TOD quand un TOD n'est pas disponible depuis une source externe.

Bouton volume

Le bouton volume est labélé VOL mais n'est pas fonctionnel. Le volume peut seulement être contrôlé par le bouton d'alimentation COMM 1 (UHF).

Bouton SQUELCH

Les fonctions sont :

- ON – Permet au circuit squelch d'aider à l'élimination du bruit de fond en réception normale.
- OFF – Désactive le circuit squelch pour permettre une d'un signal faible.

Bouton TONE

Appuyer sur le bouton normal TONE en mode normal ou AJ interrompra la réception et transmettra un son et un TOD pour le HQ sur la fréquence sélectionnée. Appuyer simultanément sur le bouton en conjonction avec le bouton A-3-2-T sur la position T active le démarrage d'urgence de l'horloge TOD.



RADIO VHF

La radio VHF fournit des communications en ligne de visée. Les transmissions VHF sont faites en maintenant le bouton de transmission UHF VHF de la manette des gaz sur la position VHF. La transmission et la réception sont disponibles pour la gamme AM de 116.000 à 151.975 Mhz et pour la gamme FM de 30.000 à 87.975 MHz. La réception uniquement est disponible de 108.000 à 115.975 MHz. 20 canaux peuvent être sélectionnés. Une utilisation peut être faite soit sur la bande courte soit sur la bande large. La bande courte est utilisée pour toutes les utilisations normales et la bande large est automatiquement sélectionnée pour la voie sécurisée. Les contrôles de l'alimentation, le volume, le squelch, la garde et le son pour la radio VHF sont situés sur le panneau de contrôle AUDIO 1. D'autres fonctions radio VHF sont contrôlées par l'UFC. Dans l'éventualité de certaines pannes de l'UFC, la radio VHF peut rester sur la dernière fréquence sélectionnée avant la panne. La radio VHF est alimentée par le bus emergency dc n°1.

Utilisation de VHF sur l'UFC

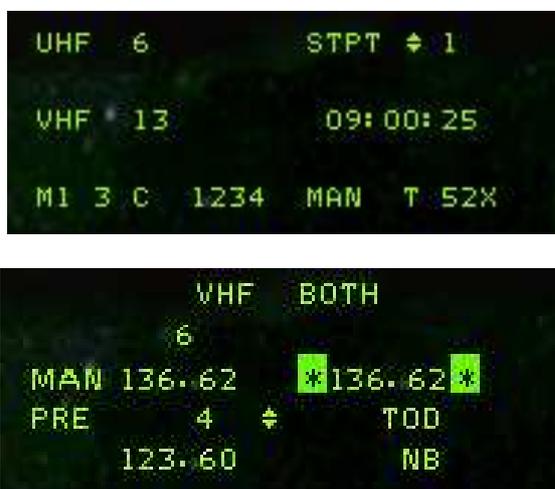


Figure 1-52

La page CNI doit être affichée avant de sélectionner la pages VHF. Pour afficher la page CNI sur le DED, positionnez le DCS sur RTN. Pour changer des canaux présélectionnés VHF sur la page CNI, voir le SOMMAIRE DES PAGES AFFICHAGE CNI/DED dans cette section.

La page VHF (figure 1-52) est sélectionnée en appuyant sur le bouton de surpassement COM 2 sur l'UFC. Les fonctions disponibles sur la page VHF sont :

- Changer les canaux présélectionnés et les fréquences manuelles.
- Entrer les canaux de fréquences.
- Changer la largeur de bande.

La page VHF affiche ses données sur 5 lignes.

La 1^e ligne comprend les informations sur le mode radio et le statut. Le mode radio affiche toujours VHF pour l'utilisation normale. Le statut radio est affiché en ON ou OFF ; cependant, la fonction ON et OFF peuvent être contrôlés via le panneau de contrôle AUDIO 1.

La 2^e ligne affiche le label MAN.



La 3^e ligne affiche la fréquence manuelle actuelle stocké dans l'UFC. Si la radio est réglée sur cette fréquence, le MAN sur la 2^e ligne est surlignée. La 3^e ligne affiche également les données entrées par le boîtier secours en 5 chiffres entourés de 2 astérisques. Le boîtier est utilisé pour changer soit les canaux soit les fréquences manuelles et il montre le canal/fréquence qui n'est pas actuellement utilisé.

Quand la page VHF est sélectionnée en premier, le boîtier est affiché d'une des 2 manières :

- (3) si la radio est utilisée sur une fréquence manuelle, le boîtier affiche le canal présélectionné.
- (4) Si la radio est utilisé sur un canal présélectionné, le boîtier affiche la fréquence manuelle.

La 4^e ligne affiche le label PRE et un numéro de canal présélectionné. Le label PRE est surligné quand la radio est réglée sur le canal présélectionné.

La 5^e ligne affiche également la largeur de bande sélectionnée qui est affichée en soit bande courte (NB) soit bande large (WB).

La figure 1-46 montre le mode radio (VHF), le statut d'alimentation radio (ON), la fréquence manuelle (135.00), les astérisques avec la fréquence prédemment entrée (*135.00*), un canal présélectionné (PRE 10), la fréquence associée avec le canal présélectionné sur la 4^e ligne (126.00) et la largeur de bande (NB).

Des changements sur la page VHF sont faits en utilisant les astérisques et le clavier, le bouton incrémenter/décroître ou la position SEQ sur le DCS en fonction de la nature du changement. Les astérisques (*135.00*) sont déplacés par les mouvements haut/bas du DCS pour la position : fréquence boîtier, largeur de bande, fréquence manuelle, numéro du canal présélectionné, désignation de la fréquence du canal présélectionné et retour au boîtier. L'information entourée par les astérisques peut être changée comme décrit dans UTILISATION DE LA RADIO UHF SUR L'UFC dans cette section. Le canal présélectionné peut être changé en utilisant le bouton incrémenter/décroître (notez les triangles à coté du numéro du canal présélectionné) ou en utilisant les astérisques et le clavier.

Quand utilisé sur la fréquence GARDE, les sélections AM ou FM sont disponibles sur la page VHF (voir figure 1-53). Pour passer de AM à FM ou de FM à AM, appuyer sur une des touches de l'ICP/IKP (touches 1 à 9).



Figure 1-53



SYSTEME DE VOIE SECURISEE

Le système de voie sécurisée est utilisée en conjonction avec les radios UHF et VHF pour fournir des communication en voie sécurisée. Le système encode les messages vocaux avant qu'ils ne soient transmis et décode les messages reçus. Des procédures de radio normale (allumage, chauffage et sélection de canal) ne sont pas affectées par le système de voie sécurisée.

Du fait des nécessités opérationnelles de l'utilisation de la commande, soit le TSEC/KY-28 soit le TSEC/KY-58 peuvent être installés. Seul le KY-58 sera abordé. Voir figure 1-54.

TSEC/KY-58

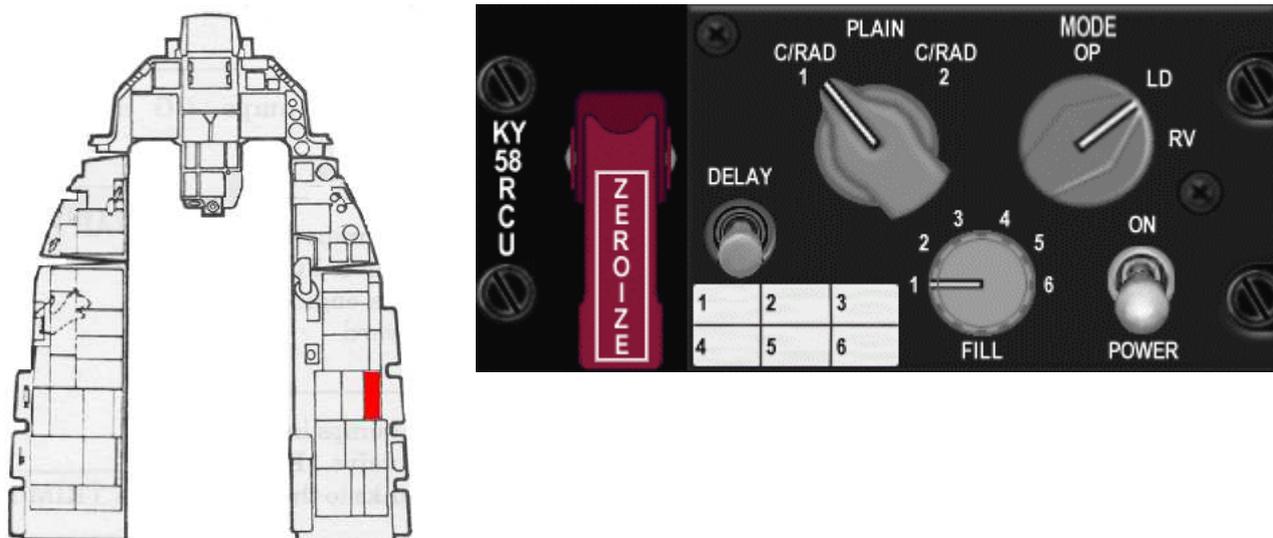


Figure 1-54

L'utilisation du KY-58 nécessite que la radio UHF ou VHF soit en fonctionnement et le canal souhaité sélectionné.

Bouton POWER

Le bouton POWER est un bouton à levier de verrouillage à 2 positions. La position ON permet le fonctionnement du système de voie sécurisée.

Bouton ZEROIZE

Le bouton ZEROIZE est un bouton à levier de verrouillage. Quand activé, le bouton vide toutes les variables du système de voie sécurisée, désactivant l'utilisation du système de voie sécurisée.

Bouton DELAY

Le bouton DELAY est un bouton à 2 positions à levier de verrouillage. La fonction DELAY n'est pas utilisée.

Bouton FILL

Le bouton FILL est un bouton rotatif à 6 positions. Chaque position sélectionne cette situation mémoire du KY-58 qui sera utilisée pour le mode de fonctionnement sélectionné.



Bouton Mode

Le bouton MODE est un bouton rotatif à 3 positions.

Les fonctions sont :

- OP (opérationnel) – Utilisation normale pour pour transmettre et recevoir complètement et les messages cipher.
- LD (load) – Permet au système de voie sécurisée d'accepter une variable d'un composant ou d'un autre KY-58.
- RV (Receive Variable) – Cette position est utilisée pour une utilisation du clavier.

Bouton PLAIN cipher

Le bouton PLAIN cipher est un bouton rotatif à 3 positions.

Les fonctions sont :

- C/RAD 1 – Fournit une utilisation de la voie sécurisée avec le COMM 1 (UHF). Un voyant vert presser-pour-tester s'allume pour indiquer que le bouton PLAIN est sur la position C/RAD 1.
- PLAIN – Permet des communications radio normales. Un voyant ambre presser-pour-tester s'allume pour indiquer que le bouton PLAIN est sur la position PLAIN.
- C/RAD 2 – Fournit une utilisatio de la voie sécurisée avec le COMM 2 (VHF). Un voyant vert presser-pour-tester s'allume pour indiquer que le bouton PLAIN est sur C/RAD 2.

Lors de l'utilisation du C/RAD 1 ou C/RAD 2, des messages textes pleins peuvent être reçus quand le bouton HOT MIC CIPHER (situé sur le panneau AUDIO 2) 'est pas sur la position CIPHER.

Quand le mode de voie sécurisée est utilisé (C/RAD 1 ou C/RAD 2), le volume des messages reçus est contrôlé par le bouton SECURE VOICE sur le panneau AUDIO 1.

Bouton MASTER ZEROIZE

Le bouton MASTER ZEROIZE est un bouton à 2 positions. Quand positionné sur MASTER ZEROIZE, l'information électronique codées est vidée.



SYSTEMES DE NAVIGATION



SYSTEMES DE NAVIGATION

SYSTEME DE NAVIGATION INERTIELLE (INS)

Présentation générale et principe de fonctionnement de l'INS

Un système à inertie est un moyen autonome de navigation qui ne nécessite aucune infrastructure au sol et est une évolution des dispositifs utilisés précédemment :

- VG (Vertical Gyro) Stabilisation d'assiette
- DG (Directional Gyro) Conservation de cap
- TADG (Three Axis Data Generator) Stabilisation d'assiette et conservation de cap
- HAS (Heading Attitude Sensor) Stabilisation d'assiette et conservation de cap

pour en arriver aux ISS (Inertial Sensor System) intégrant, en plus de la stabilisation d'assiette et conservation de cap une fonction navigation puis aux INS (Inertial Navigation System) qui intègrent en plus des ISS une fonction guidage.

Les ISS fournissent des données de navigation qui sont :

- position longitude et latitude
- vitesse sol
- route suivie
- cap avion
- dérive

Les INS fournissent en plus des informations de guidage, grâce à une mémoire dans laquelle il sera possible d'insérer un plan de vol. La liaison des INS avec d'autres systèmes tels que ADC (Air Data Computer) permet d'obtenir d'autres informations comme la direction et l'intensité du vent.

Le Nord de référence des INS est le Nord Géographique (True North). Il faudra donc tenir compte de la déclinaison pour comparer les informations obtenues avec une référence magnétique. La déclinaison varie avec le lieu, l'heure et les perturbations du champ magnétique terrestre.

Les distances et routes calculées sont, sauf manipulations particulières, des segments d'orthodromie, c'est-à-dire des portions du grand cercle. Les routes sont divisées en SEGMENTS délimités par des WAYPOINTS (WPT).

Les dérives maximales des INS étaient en 1980 de 0.2 degré/h en cap et de 2 miles/h sur 10h en position. Ces dérives ont été divisées par plus de dix avec les systèmes récents.

Suivant les types d'INS et d'avions, les périphériques du système peuvent différer mais présentent des caractéristiques communes :

- Un MSU (Mode Selector Unit) qui permet de choisir les différents modes de fonctionnement:
- OFF Arrêt du système
- STBY Stand By, ensemble sous tension, en attente
- ALIGN ensemble en cours d'alignement
- NAV l'ensemble est ou peut être utilisé pour naviguer (si alignement terminé)
- ATT l'ensemble ne peut être utilisé que comme référence d'attitude (assiette et cap)



- Un CDU (Control Display Unit) comprenant:
 - deux fenêtres afficheur appelées compteurs où apparaîtront les informations demandées ou données au calculateur
 - un indicateur du numéro de tronçon de route sélectionnée
 - un clavier et des touches de commande
 - un sélecteur de paramètres pour les commandes et l'affichage
- Un INU (Inertial Navigation Unit) C'est la "boîte" contenant la plateforme inertielle, le calculateur, la mémoire et bien sûr l'alimentation électrique.

BUT : Détermination de la position de l'avion en latitude et longitude.

COMMENT : Si l'on connaît la position de départ, affichée par l'opérateur, et si l'on arrive à mesurer les déplacements, on peut en déduire la position instantanée.

Comment mesurer les déplacements?

Le déplacement est égal à une vitesse multipliée par une durée qui se décompose en écart de latitude (Vitesse angulaire Nord/Sud x temps) et écart de longitude (Vitesse angulaire Est/Ouest x temps).

Comment mesure la vitesse angulaire?

La vitesse angulaire est égale à la vitesse linéaire de l'avion divisée par le rayon du cercle sur lequel on se déplace, en l'occurrence égale à R (rayon terrestre) + h (hauteur de vol) donc V angulaire = V linéaire / $(R+h)$.

Comment mesurer la vitesse linéaire de l'avion?

La vitesse linéaire est égale à l'accélération de l'avion que multiplie le temps : $V1 = (\text{Accélération} \times \text{temps}) + V0$ (Vitesse initiale, normalement zéro).

Il suffit donc de mesurer l'accélération instantanée de l'avion, et par différents calculs (intégration) on peut retrouver la vitesse linéaire, la vitesse angulaire et le déplacement.

Comment mesurer l'accélération instantanée avion?

Il faut mesurer l'accélération horizontale en grandeur (pour obtenir la distance parcourue) et en direction (pour obtenir la route suivie). On utilise le principe de l'inertie d'une masse. Cette propriété est utilisée par un accéléromètre.

Un accéléromètre est constitué d'une masse mobile maintenue en position "nulle" par deux ressorts de force égales et opposées. La masse mobile se déplace plus ou moins suivant l'accélération ou la décélération, sur une seule axe appelé axe sensible. Seules les poussées sur cet axe sont susceptibles d'influencer l'accéléromètre.

Afin de ne mesurer que l'accélération horizontale de l'avion, il faut placer l'axe sensible rigoureusement à l'horizontale sinon l'accélération du champ de pesanteur terrestre donnerait une erreur appelée ERREUR D'INCLINAISON. On placera donc l'accéléromètre sur une plateforme dont le plan sera parfaitement horizontal d'où la nécessité d'une plateforme stabilisée. Remarque : Du fait de l'erreur d'inclinaison et de leur sensibilité, les accéléromètres pourront être utilisés en détecteur de niveau pendant certaines phases de la préparation du système, comme la phase d'alignement.

Afin de mesurer la direction du vecteur accélération dans un plan horizontal, on dispose deux accéléromètres perpendiculaires entre eux, suivant les axes appelés X et Y. On obtient alors deux accélérations partielles Acc.X et Acc.Y qui seront transformées en Acc.Totale=Racine carrée de $(\text{Acc.X}^2 + \text{Acc.Y}^2)$ et de direction $\text{Alpha}=\text{arctg}(\text{Acc.Y}/\text{Acc.X})$. Pour déterminer la route suivie, il faut connaître l'orientation de la plateforme par rapport à l'aéronef.



Remarque : Les accéléromètres mesurent également certaines accélérations parasites, en particulier l'accélération de Coriolis ; il sera alors nécessaire de corriger les signaux de sortie des accéléromètres. C'est la partie calculateur qui, en fonction de la vitesse Nord/Sud et Est/Ouest ainsi que de la latitude, assurera les corrections nécessaires. Rappel : l'accélération de Coriolis est due à la rotation terrestre combinée au déplacement de l'avion sur la terre.

PLATEFORME STABILISÉE

On appelle plateforme stabilisée un plan matériel qui reste parfaitement horizontal et d'orientation connue quelles que soient les conditions extérieures.

Il faut rendre cette plateforme horizontale et d'orientation connue ; ce sera le rôle de l'alignement.

Il faut conserver cet état quelles que soient les conditions extérieures. On utilise une plateforme avec une suspension à 4 axes (Roulis extérieur, Roulis intérieur, Tangage et Azimut). Un dispositif à 3 axes serait en théorie suffisant (roulis, tangage, lacet) mais a l'inconvénient de présenter des défauts lors de mouvements conjugués (Ex : Lacet et Tangage).

Cette suspension doit tendre vers la perfection et répondre à trois critères :

- Les axes des cadres doivent être concourants d'où construction extrêmement soignée et précise.
- Le centre de gravité de la plateforme doit être confondu avec le point de concours des cadres d'où maintien de la plateforme à température constante (environ 70 degrés Celsius).
- Pas de frottement entre les cadres. Ceci étant impossible, il est nécessaire de détecter les frottements et de les annuler. On utilise des boucles d'asservissement comportant chacune un gyroscope (organe détecteur), un amplificateur et un moteur couple.

Suivant les types de centrales, on utilise des gyroscopes libres ou des gyromètres intégrateurs.

- Le premier type possède un temps de réponse très court, en revanche, il n'y a pas d'amplification angulaire des rotations de la plateforme (Ex : si la plateforme se déplace de 1/100 de degré, les capteurs placés sur les axes gyro devront être extrêmement sensibles).

- Le deuxième type de gyro possède un temps de réponse relativement important (2 à 3 ms), mais il amplifie considérablement le déplacement de la plateforme. En effet, dès que la plateforme est entraînée, le gyro précède, son axe de sortie tourne d'un angle très important n'ayant aucune relation avec le déplacement angulaire de la plateforme, mais dépendant uniquement de la vitesse de déplacement de la plateforme et du temps pendant lequel agit le couple de frottement.

Il en résulte que le capteur placé sur l'axe de sortie du gyro fournit un signal très important et facilement exploitable.

Fonctionnement des boucles d'asservissement :

Lorsque la plateforme se trouve entraînée par un couple de frottement, les gyros fournissent sur leur axe de sortie un signal électrique qui après amplification agit sur un moteur Couple placé sur les axes de la suspension. Le moteur Couple (TORQUE MOTOR) fournit un couple antagoniste au frottement et annule donc l'entraînement en rotation de la plateforme.

NOTA : La plateforme pouvant être entraînée sur les trois axes, il faudra nécessairement trois chaînes de stabilisation identiques.



REMARQUE : Les plateformes ayant quatre axes de suspension, doivent posséder en plus, des trois chaînes d'asservissements précédemment décrites, une chaîne d'asservissement pour leur quatrième axe.

Le moteur couple qui annule les frottements sur le cadre extérieur est commandé par un synchro de position qui surveille la perpendicularité des deux cadres intérieurs.

Un tel dispositif serait suffisant si la TERRE ÉTAIT FIXE, PLATE et si l'avion ne se déplaçait pas. Il faut asservir la plateforme aux repères terrestres.

La Terre tourne de 15 degrés par heure et cette rotation doit être appliquée à la plateforme pour éviter les dérives d'horizontalité et d'orientation. Pour corriger ces dérives dues à la rotation terrestre, il faut décomposer vectoriellement cette rotation sur le plan horizontal d'une part, et sur le plan vertical d'autre part.

Soit L l'angle formé entre la latitude du lieu et le plan de l'équateur. Le calculateur doit appliquer à la plateforme une rotation de $15^\circ/h \times \cos L$ autour de l'axe Nord pour conserver l'horizontalité et une rotation de $15^\circ/h \sin L$ autour de l'axe vertical pour conserver l'orientation.

Nota : En général, le calculateur tient compte du décalage d'orientation et ne recale pas la plateforme car il est plus précis de faire des calculs que de déplacer mécaniquement un ensemble complexe comme une plateforme.

Remarque : Lorsqu'on décompose la rotation terrestre, on suppose que la verticale du lieu passe par le centre de la terre ; or, ceci n'est vrai qu'en première approximation. En réalité, la terre est un géoïde qui est aplati aux pôles ; c'est-à-dire que la verticale vraie (fil à plomb) n'est pas la même que la verticale géocentrique. Il existe un décalage de quelques minutes suivant la latitude L. C'est le calculateur de la centrale qui tiendra compte des erreurs dues à ce décalage.

Comment appliquer les rotations à la plateforme?

Cas de l'accélération Nord/Sud :

Les accéléromètres placés sur la plateforme mesurent l'accélération NORD/SUD de l'avion. Après une intégration, on en déduit la vitesse linéaire NORD

On divise cette vitesse par $R + h$ pour avoir la vitesse angulaire autour de l'axe EST/OUEST. Ce signal est appelé "Angular Torque Rate". $V_{NORD}/R+h$

On applique ce signal à un "moteur couple" placé sur l'axe de sortie du gyromètre qui sert à stabiliser la plateforme sur l'axe EST/OUEST.

Le gyromètre fournit ainsi sur son synchro de sortie un signal électrique qui va servir, après amplification, à alimenter un "moteur couple" placé, cette fois, sur l'axe EST/OUEST de la suspension supportant la plateforme.

La plateforme va donc tourner à une vitesse telle que le couple de précession du gyromètre annule le couple appliqué sur son axe de sortie.

On fait donc tourner la plateforme à une vitesse proportionnelle à $V.NORD/R+h$

Si l'on connaît la vitesse angulaire autour de l'axe EST/OUEST, on peut en déduire après intégration la distance parcourue sur le méridien, a'est à dire l'écart de latitude. Or, connaissant la latitude de départ on peut en déduire la latitude instantanée.

Le principe est similaire pour l'accélération Est/Ouest



Ce type de boucle d'asservissement est appelé "boucle de Shüller" du nom d'un physicien allemand qui étudia les pendules pesants. En effet, la plateforme ainsi stabilisée s'apparente à un pendule puisqu'elle reste toujours perpendiculaire à la verticale. Or un pendule est sensible aux accélérations. Pour éviter ce défaut il suffit que sa longueur soit égale au rayon terrestre, auquel cas, le pendule est toujours dirigé selon la verticale vraie et insensible aux accélérations. Ce pendule (imaginaire) qui possède une longueur égale au rayon terrestre possède également une oscillation propre dont la période est égale à $2\pi \sqrt{R/g}$ soit 84.4 minutes. Il suffira de régler la période d'oscillation des boucles d'asservissement à 84.4 minutes pour satisfaire au pendule de Shüller et, dans ce cas, la plateforme restera en moyenne parfaitement horizontale quelles que soient les conditions extérieures.

Petite complication supplémentaire :

Les gyromètres qui doivent assurer les corrections de rotation sont disposés sur la plateforme et ils doivent commander des moteurs couple qui sont sur les axes de suspension ; comme ces axes ne sont pas confondus, il faut effectuer un changement de coordonnées. Les rotations détectées par les gyros sur les axes X et Y de la plateforme doivent être transformées en rotation autour des axes roulis et tangage par les moteurs couple. Les équations de transformation sont réalisées par un resolver différentiel transformateur de coordonnées monté sur l'axe azimut de la plateforme et qui assure la liaison entre le gyro et le moteur couple correspondant.

ALIGNEMENT

But : Rendre la plateforme horizontale et connaître son orientation, ceci avec une grande précision.

Réalisation : L'alignement se fait généralement en trois séquences MECANIQUE - SOMMAIRE - FIN

Alignement mécanique

On amène la plateforme parallèle au plan avion en bouclant les synchros de position, montés sur les axes plateforme, sur les moteurs couplé placés sur les mêmes axes.

On chauffe la plateforme rapidement (11 degrés/mn environ) pour l'amener près de la température normale de fonctionnement. À la suite de quoi on passe dans un mode de chauffage lent et pulsé qui permet d'entretenir la température de fonctionnement de l'INS aux environs de 70 degrés. On lance les toupies des gyromètres ou des gyros.

Alignement sommaire

- Phase analogique

Les accéléromètres sont utilisés en détecteur de niveau. Leurs signaux de sortie commandent directement les moteurs couple montés sur les axes de sortie des gyromètres de stabilisation plateforme. Après quelques secondes, un régime d'équilibre s'établit, le servomécanisme qui constitue cette boucle, possède une erreur de traînage (signal de vitesse appliqué à un servomécanisme). Il reste donc une erreur Sigma et cette erreur est nécessaire pour faire tourner la plateforme et, de plus, elle est suffisante pour que la plateforme tourne à la même vitesse que l'horizontale terrestre soit $15 \text{ degrés/h} \cos L$.



- Phase "digitale" (utilisation du calculateur pendant environ 4 mn)

L'erreur Sigma permet d'évaluer la latitude L et l'orientation Alpha de la plateforme ; Les accéléromètres n'étant alors pas parfaitement horizontaux, ils fournissent des signaux de sortie qui dépendent de la latitude et de l'orientation de la plateforme. Le calculateur réalise les opérations nécessaires aux calculs de L et d'Alpha :

$$\text{Acc.X}/\text{Acc.Y} = (\text{Cos L} \times \text{Sin Alpha})/(\text{Cos L} \times \text{Cos Alpha}) = \text{Tg Alpha d'où Alpha}$$

$$(\text{Acc.X})^2 + (\text{Acc.Y})^2 = (15\text{deg/h})^2 \times \text{cos}^2\text{L}(\text{sin}^2\text{Alpha} + \text{cos}^2\text{Alpha}) = 15\text{deg/h} \text{ cos}^2\text{L d'où Cos L et L}$$

L'INS vérifie le bon fonctionnement du calculateur en comparant la LATITUDE calculée et la LATITUDE insérée par l'opérateur. ATTENTION ! Un erreur de signe sur l'affichage de la latitude n'est pas détectée de même on ne vérifie pas la longitude de départ.

Si la différence entre le Cosinus de la latitude calculée et le Cosinus de la latitude insérée est inférieure à une tolérance l'INS poursuit son alignement et l'on passe automatiquement dans la phase alignement FIN.

Alignement Fin

Le calculateur, connaissant la latitude inséré, et l'orientation évaluée, va appliquer des couples sur les gyros X et Y de la plateforme pour essayer de supprimer l'erreur d'horizontalité

De plus, le gyro d'azimut est compensé de la rotation terrestre ($15^\circ / \text{h} \sin L$) et de sa dérive propre (évaluée lors du voyage précédent)

S'il reste encore une erreur sur l'horizontalité, il ne peut s'agir que d'une erreur sur l'orientation. ou d'une dérive du gyro Z qui maintient l'azimut de la plateforme.

On mesure donc l'erreur sur Alpha et l'on rajoute cette erreur en couple gyro sur les axes X et Y.

Cette boucle agit d'une façon continue jusqu'à l'obtention d'un seuil qui correspond à une erreur très faible et acceptable pour que l'on puisse considérer la plateforme parfaitement horizontale.

L'ALIGNEMENT est TERMINÉ, un voyant READY NAV s'allume pour signaler à l'équipage que l'ensemble peut servir pour la navigation.

NOTA : Durant la dernière phase de cet alignement, le taux de variation de l'erreur peut renseigner sur la dérive du gyro d'azimut et l'on pourra compenser mécaniquement cette dérive.

L'alignement étant terminé on peut passer sur NAVIGATION au MSU et la plateforme change de boucle d'asservissement, les accéléromètres prenant effectivement maintenant leur fonction de mesure des accélérations.

Et la centrale à inertie est alors prête à faire son travail.



INS du F-16C

L'INS est le principal capteur pour la vitesse de l'avion, l'attitude et le cap et est une source d'information de navigation. L'INS comprend l'INU et la batterie INU.

Le système INS en conjonction avec l'UFC et le FCC fournit :

- La position actuelle avec capacité de mise à jour et de stockage.
- Les vents actuels.
- La vitesse-sol et l'angle de dérive.
- Un calcul de la trajectoire sur un grand cercle avec une conduite fournie de 20 points de conduite, 5 points avec l'ORG (UTM) et 5 points de marquage.

SYSTEME DE POSITIONNEMENT GLOBAL (GPS)

Généralités

1. LE SYSTÈME GPS (GLOBAL POSITIONNING SYSTEM)

Le système GPS est un système de navigation mondiale utilisant une constellation de 24 satellites opérationnels à tout moment. Son étude, son financement et son entretien sont entièrement assurés par le Département de la Défense des Etats-Unis (DoD : Department of Defense).

Lors de l'élaboration du système dans les années 60, le but recherché était de pouvoir disposer d'un système pouvant fournir en temps réel (ou différé, même si le temps réel était plus l'application critique du moment), sans distinction de lieu ou de moment, les positions, temps et vitesse de tout mobile. Pour bien comprendre cela, il faut se replacer dans le contexte de l'époque, la guerre froide battait son plein et il était vital pour les Etats-Unis de pouvoir bombarder avec précision l'URSS (bon j'exagère à peine mais l'idée est là) !

A l'heure actuelle, il y a en fait deux systèmes GPS : le NAVSTAR (USA) et GLONASS (ex URSS, maintenant Fédération de Russie). Ces deux systèmes sont des systèmes de positionnement global mais pour 95% des gens, GPS est en fait synonyme de NAVSTAR. Le reste de ma description ne prend en compte que le système américain...

Pour décrire l'ensemble GPS, on décompose généralement le système en trois entités appelées segments. On compte le segment spatial, le segment contrôle et le segment utilisateur.

2. LES SEGMENTS

Il est composé de 24 satellites opérationnels évoluant sur des orbites circulaires à une distance de l'ordre de 20200 km (10900 nm, miles nautiques, pas nanomètres) de la Terre. A cette altitude, la période de rotation (appelée aussi révolution) du satellite autour du globe est d'environ 12 heures. Ce nombre important de satellites répond à la contrainte essentielle du système qui veut que, de n'importe quel point du globe et à n'importe quel moment, tout récepteur terrestre puisse être en vue d'un minimum de 4 satellites (nous expliquerons la raison de cela par la suite mais pour faire court, le positionnement n'est possible qu'avec au moins 4 satellites).



Ces satellites assurent les fonctions suivantes :

- Maintenir une échelle de temps très précise (il s'agit d'un des points cruciaux du système), qui nécessite l'utilisation d'une technologie très évoluée basée sur les horloges atomiques (se rappeler que le système a été mis à l'étude il y a presque 40 ans, le premier satellite ayant été lancé le 22 Février 1978, 3 autres suivirent la même année). Ainsi, chaque satellite embarque 4 horloges atomiques.
- Emettre des signaux ultra-stables en fréquence. Pour ce faire, un étalon de fréquence atomique est embarqué dans chaque satellite, servant à générer une fréquence de base.
- Recevoir et stocker des informations provenant du système de contrôle (c'est-à-dire du segment de contrôle).
- Effectuer des manœuvres orbitales réduites (grosso-modo, se replacer sur la bonne orbite).
- Réaliser des calculs sommaires et limités.
- Retransmettre de l'information au sol par le biais de messages.

Chaque satellite possède un identifiant unique composé par son numéro et son code. La durée de vie moyenne d'un satellite est d'environ 7 ans.

2.2. Le segment « contrôle »

Le segment de contrôle est constitué de 5 stations au sol. Elles sont localisées à différents endroits : Colorado Springs (Colorado, USA), Hawaï (Hawaï, USA), Ile d'Ascension (Océan Atlantique, GB, <http://www.ascension-island.gov.ac/ascension.htm>), Ile de Diego Garcia (Océan Indien, GB, <http://www.dg.navy.mil/>) et l'île de Kwajalein (Iles Marshall, Océan Pacifique, <http://www.smdc.army.mil/KMR.html>).

Ce segment est chargé de maintenir la totalité du segment spatial, il est donc sous contrôle direct du Département de la Défense des Etats-Unis. Pour cela, les stations suivent en permanence les satellites afin de déterminer précisément leurs trajectoires (appelées orbites ou éphémérides) ainsi que différents autres paramètres (savoir si le satellite a subi des pannes, s'il faut envisager un remplacement, etc.). Cet éphéméride est ensuite transmis à chaque satellite qui le diffuse à tous les utilisateurs. Si ce segment considère qu'un satellite est momentanément ou définitivement inutilisable, il peut le désactiver par voie logicielle (l'éphéméride indiquera alors que le satellite portant tel numéro est désactivé).

L'éphéméride (almanach en anglais) est essentiel pour le fonctionnement des récepteurs puisqu'il permet de savoir quels sont les satellites qui sont au-dessus de nos têtes à l'instant t, cela permet au récepteur de savoir ce qu'il doit « écouter ».

2.3. Le segment « utilisateur »

Il représente l'ensemble des récepteurs des signaux GPS. Sommairement, ces récepteurs sont constitués d'une antenne (chargée de recevoir le signal satellite et de l'amplifier), d'une partie électronique (chargée du traitement des signaux reçus) et d'un contrôleur chargé de l'applicatif (navigation, enregistrement de points, ...).

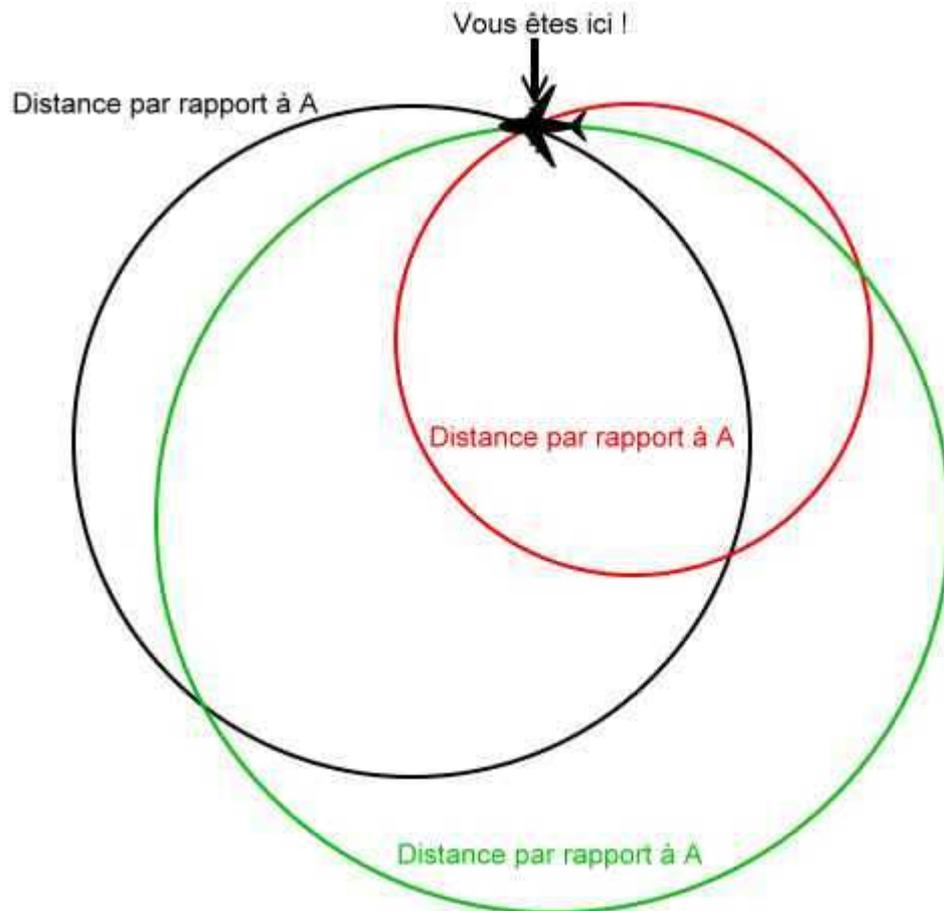
Tous ces éléments peuvent être plus ou moins intégrés dans un même support selon la technologie du constructeur et la vocation du produit.

Cependant, dans certains cas de figures où la précision prime, ces récepteurs ne peuvent être envisagés sans compléments destinés à traiter les données acquises (logiciels de topographie, de cartographie, système de communication radio pour les applications en temps réel, ...).

Principe de fonctionnement d'un système GPS

Pour être clair et concis à la fois voici comment fonctionne le GPS :

1. Le principe du positionnement via les satellites repose sur le principe de la triangulation (en gros, si vous savez vous situer par rapport à 3 points vous savez où vous êtes. 3 parce que chaque mesure donne un cercle or l'intersection de deux cercles résulte en deux points distincts, si si).



3. Pour trianguler sa position, le récepteur GPS évalue sa distance par rapport au satellite en mesurant le temps de trajet des ondes radio (on connaît la vitesse de propagation des ondes, l'altitude des satellites - elle est fixe - et leurs positions dans le ciel via l'éphéméride. Donc en connaissant le temps du trajet, on connaît la distance parcourue par le signal, donc la distance entre le satellite et nous).

3. Pour mesurer le temps du trajet, le système GPS a besoin d'avoir un référentiel temporel extrêmement précis. Ce référentiel temporel est obtenu grâce aux horloges atomiques embarquées dans chaque satellite.

4. En plus des distances, pour calculer votre position, vous devez savoir exactement où sont les satellites dans l'espace (ie l'éphéméride qui est diffusé en permanence par les satellites).

5. Enfin, il faut corriger les possibles retards que les signaux auraient pu prendre en traversant l'atmosphère (le passage de l'ionosphère « ralentit » le signal).

Avec ces cinq points, il apparaît clair que la principale difficulté réside dans une source de temps stable puisque le temps est à la base de toutes les mesures (pour donner un ordre d'idée, une erreur d'un millième de seconde donne une imprécision d'environ 300 km).

Les satellites et les récepteurs GPS créent ce qui est appelé un code pseudo-aléatoire ou Pseudo Random Code (PRC en anglais, vous l'avez déjà sûrement deviné). Il est dit pseudo-aléatoire car il est si compliqué qu'il paraît aléatoire, alors qu'en fait, il n'en est rien. La question qui se pose alors est pourquoi une telle complexité ?



1. On est sûr que les récepteurs ne capteront pas un mauvais signal par erreur (ie pour les amis militaires, lire difficile à brouiller : la puissance d'émission de chaque satellite est d'environ 40 W, faiblard, donc le PRC permet de retrouver ses « petits » dans le bruit ambiant. On pourrait se dire qu'ils auraient pu émettre « plus fort » mais la construction des satellites aurait alors coûté beaucoup plus cher. Qui plus est, le fait d'émettre un signal faible permet de noyer l'émission dans le bruit ambiant : il est donc très difficile de le brouiller sélectivement puisque ça n'est que du « bruit »).

2. Aucun autre signal ne pourra avoir les mêmes combinaisons. En effet, chaque satellite ayant son propre PRC, il apparaît sûr que les récepteurs ne se tromperont pas de satellites (c'est-à-dire d'écouter le satellite A en croyant écouter le B). Grâce à ce système, tous les satellites émettent sur la même fréquence sans interférer avec les émissions des autres.

3. Parce que c'est grâce à ce PRC qu'on mesure le temps (l'heure pas la météo).

Pour bien comprendre l'utilité du PRC dans la mesure du temps, nous allons faire une analogie avec une musique. En résumé, chaque satellite GPS « chante » une musique dans un ordre bien déterminé et chaque récepteur, connaissant la musique, la joue aussi (pour lui-même). Puisque les signaux GPS transmettent l'heure avec une précision redoutable, en comparant le décalage entre les deux chansons, on obtient le temps de propagation de l'onde (donc la distance entre le récepteur et le satellite).

Dans l'idéal, c'est-à-dire si toutes les horloges des récepteurs GPS étaient parfaites (en fait pour qu'elles le soient, il faudrait qu'elles soient atomiques, d'où un coût exorbitant), les mesures prises avec 3 satellites se croiseraient en un unique point (principe de la triangulation).

Or, vu le coût d'une horloge atomique (impensable de mettre ce genre de truc dans un récepteur à 152,45 Euro, 1000 FRF), il est impossible d'obtenir une telle précision. C'est pourquoi chaque récepteur utilise au moins 4 satellites pour faire une mesure. En fait, la quatrième mesure résulte (souvent) en un résultat incorrect puisque les 4 mesures ne se croisent alors plus en un point unique. Grâce à (ou a cause de) cette erreur, le récepteur sait qu'il n'est pas en phase avec le temps universel, celui émis par les satellites. En se recalant avec le temps universel grâce à une seule et même correction, appliquée sur tous les satellites, le récepteur retrouve le temps universel : les 4 mesures se croisent alors en un seul point ! C'est aussi grâce à cela que chaque récepteur GPS (un tant soit peu perfectionné) est capable de diffuser l'heure avec une précision atomique (grosso-modo, plus ou moins une seconde en 30000 ans).

Ceci n'est qu'un bref aperçu des technologies employées pour utiliser un système GPS. En réalité, bien d'autres points devaient être abordés pour expliquer la totalité du fonctionnement de la chaîne de mesure GPS (malheureusement, il y aurait de quoi remplir une bibliothèque).

4 . *LE GPS DIFFÉRENTIEL*

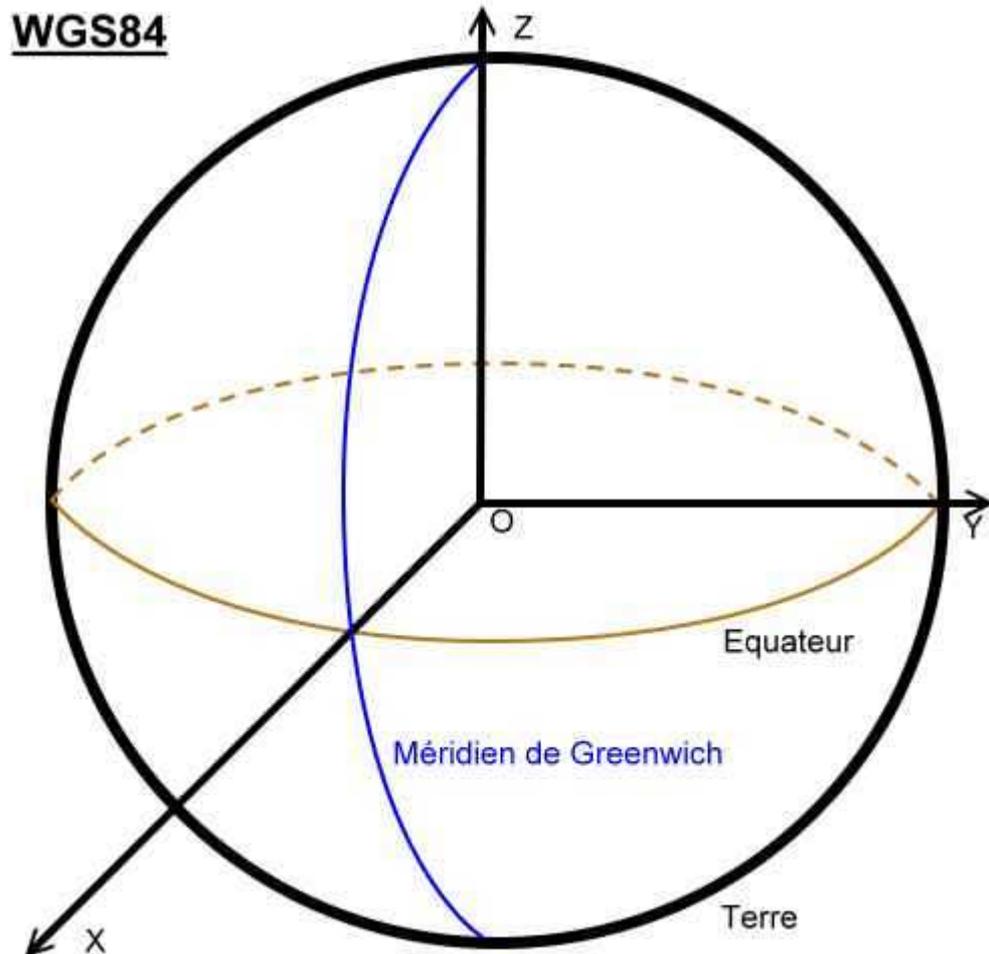
Puisqu'au départ, le gouvernement américain avait décidé de limiter la précision du GPS pour les usages civils, il a fallu trouver un palliatif puisque une margeur d'erreur de 100 m (et maintenant 20) était bien trop importante pour beaucoup d'applications.

Pour bien comprendre la suite, il est utile d'exposer sommairement les notions de système de référence dans le cadre du GPS.

Puisqu'une mesure GPS revient à chronométrer des temps de trajet d'ondes, il est évident que des équations complexes vont être employées (notamment celles relatives à la trajectoire du satellite et la propagation des signaux), il est donc nécessaire de se définir un référentiel mathématique.



Au niveau du GPS, ce référentiel doit être universel. C'est-à-dire qu'en tous points du globe, il doit être valide. Ce référentiel mondial a été normalisé et s'appelle WGS84 (ce qui signifie World Geodetic System 1984). Ce référentiel terrestre est repère orthonormé direct dont l'origine est le centre de la terre, le plan Oxy représente le plan de l'équateur et le plan Oxz le méridien de Greenwich (cf illustration).



Dès lors toute mesure enregistrée par un système GPS est exprimée en utilisant le référentiel WGS84 (qui, il est vrai, est fort peu lisible pour une personne autre qu'un géodésien).



La précision

Au départ, tout le système GPS a été construit comme un système double avec comme objectif principal d'aider le positionnement des troupes US. De ce fait, il y avait deux types de services fournis : l'un appelé PPS (Precise Positioning Service, applications militaires et utilisateurs « autorisés ») et l'autre SPS (Standard Positioning Service, utilisateurs « lambda »). Il va sans dire que la précision offerte au public était assez ridicule eu regard des possibilités du système. Les coordonnées étaient données à 100 m près : le DoD (Department of Defense) diffusait des erreurs dans le PRC (Pseudo Random Code) pour augmenter artificiellement l'imprécision (la procédure étant appelée SA, Selective Availability, vous aurez compris sans avoir besoin de traduction, AMHA).

Le 1er Mai 2000 (qui n'est pas, au passage, la fête du travail aux USA), le président américain (l'ami Bill Clinton) demanda au DoD de mettre fin au double standard. Depuis le 1er Mai 2000, minuit, la précision est d'au moins 13 m (à 95% sur les axes horizontaux, latitude et longitude) et 22 m (à 95% sur l'axe vertical, altitude). Au pire, la précision sera environ de 36 m (toujours à 95% en horizontal) et de 77 m (idem mais en altitude).

Pour la topographie ou la cartographie, cette précision est insuffisante. Or, comme l'armée américaine se réserve le droit à la précision, il a fallu trouver d'autres moyens pour contourner le manque de précision : c'est ainsi qu'a été créé le « GPS différentiel » (ou « Differential GPS », DGPS en anglais). Le principe est « d'effectuer une localisation relative d'un point par rapport à une référence connue ». Grâce à ce procédé, on obtient une précision de l'ordre du centimètre.

Le principe, assez simple, est d'utiliser une référence, en plus du récepteur qui va servir à nous localiser. Cette référence est fixe et corrige les problèmes de précision et de transmission des signaux dans l'atmosphère (par exemple, la vitesse des ondes est variable en fonction des zones atmosphériques traversées plus tous les autres trucs à la con, littéralement, qui peuvent arriver pendant la mesure, c'est du vécu, interférence, réflexion des ondes, obstruction du signal, etc).

Puisque la référence est immobile (c'est-à-dire que l'on connaît avec précision ses coordonnées au niveau du globe), tout écart de position, dû à des erreurs de mesure, est enregistré pour usage ultérieur ou diffusé à d'autres récepteurs pour leur informer des corrections à apporter pour compenser les dites erreurs. Avec un tel système, il est possible d'avoir une précision de l'ordre du centimètre (en 1998, j'utilisais un système qui était précis à 2 cm près en Ox et Oy, horizontal, et 3cm en Oz, vertical).

UTILISATION DU GPS SUR LE F-16

Le GPS ne sert pas de moyen de navigation mais d'aide à la navigation, il est utilisé pour recalculer l'INS de manière rapide et autonome.



SYSTEME DE NAVIGATION AERIENNE TACTIQUE (TACAN)

Le système TACAN fournit des informations de relèvement et de distance continues pour la station TACAN sélectionnée avec une distance oblique d'environ 300 Nm suivant le relief et l'altitude de l'avion. Une information de distance seulement est présentée quand un DME est sélectionné. Il y a 252 canaux disponibles pour la sélection.

2 antennes, une au-dessus du fuselage et l'autre en-dessous, fournissent une couverture omnidirectionnelle quelque soit l'attitude de l'avion.



Le relèvement TACAN, la route sélectionnée, la distance et la déviation de route sont affichés sur le HSI comme déterminé par le HSI et les paramètres du panneau de sélection de mode de l'instrument

Utilisation du TACAN sur l'UFC

Le TACAN est contrôlé par l'UFC quand le bouton d'alimentation du TACAN sur le panneau de contrôle AUDIO 2 (figure 1-47) est placé sur ON et le bouton CNI sur UFC. La page TACAN est sélectionnée en vérifiant que la page CNI est affichée sur le DED puis en appuyant sur le bouton fonction T/ILS de l'UFC. Le DED affiche une information sur les 3 sujets TACAN :

- (1) Mode de fonctionnement.
- (2) Numéro du canal.
- (3) Bande.



Le mode de fonctionnement est affiché REC, T/R ou A/A TR et peut être changé en positionnant le DCS sur SEQ jusqu'à ce que le mode souhaité s'affiche. Le numéro du canal (1 à 126) et la bande (X ou Y) peuvent être changés en utilisant les astérisques contrôlées par le DCS et le clavier. Les canaux sont sélectionnés en positionnant les astérisques au centre de l'écran puis en entrant le numéro du canal souhaité. La bande TACAN est sélectionnée en positionnant les astérisques au centre de l'écran puis en appuyant sur la touche « 0 » de l'ICP puis ENTR.

PANNEAU DE SELECTION DE MODE INSTRUMENTS

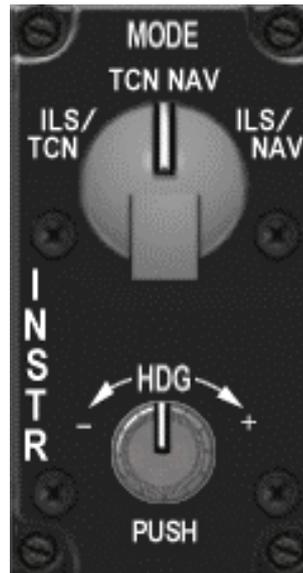


Figure 1-55

Le panneau de sélection de mode instruments (figure 1-55), situé sur le tableau de bord, fournit une sélection des affichages du HSI et de l'ADI. Quand un mode ILS est sélectionné par le bouton INSTR MODE, les barres de déviation du localizer et du glide sont également affichées sur le HUD. L'information ILS est fournie sur le HUD par l'ILS quel que soit le mode de navigation/conduite de tir sélectionné. Les panneaux de contrôle de navigation et des instruments sont présentés en figure 1-56. Des affichages des instruments pour les différents modes sont présentés en figure 1-56.

Bouton INSTR MODE

Les fonctions du bouton INSTR MODE (figure 1-55), situé sur le panneau de sélection de mode, sont détaillées et présentées en figure 1-56. Pour plus de détails sur les modes de l'ADI et du HSI, voir la figure 1-57a et b.

Bouton HDG INSTR

Le bouton INSTR HDG (figure 1-55), situé sur le panneau de sélection de mode, a une flèche qui pointe dans les 2 directions. Le bouton est poussé et tourné pour sélectionner le cap INS sur un cap magnétique connu en cas de panne de l'INS (indiquée par le drapeau AUX sur l'ADI).



MODES INSTRUMENTS

TCN

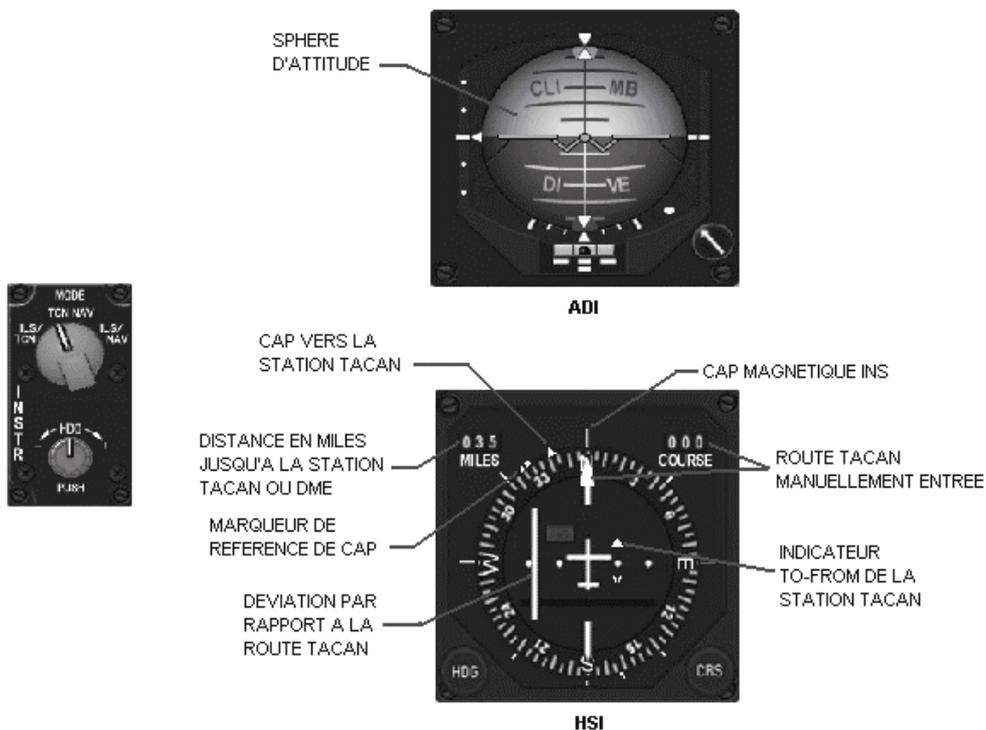


Figure 1-56a

NAV

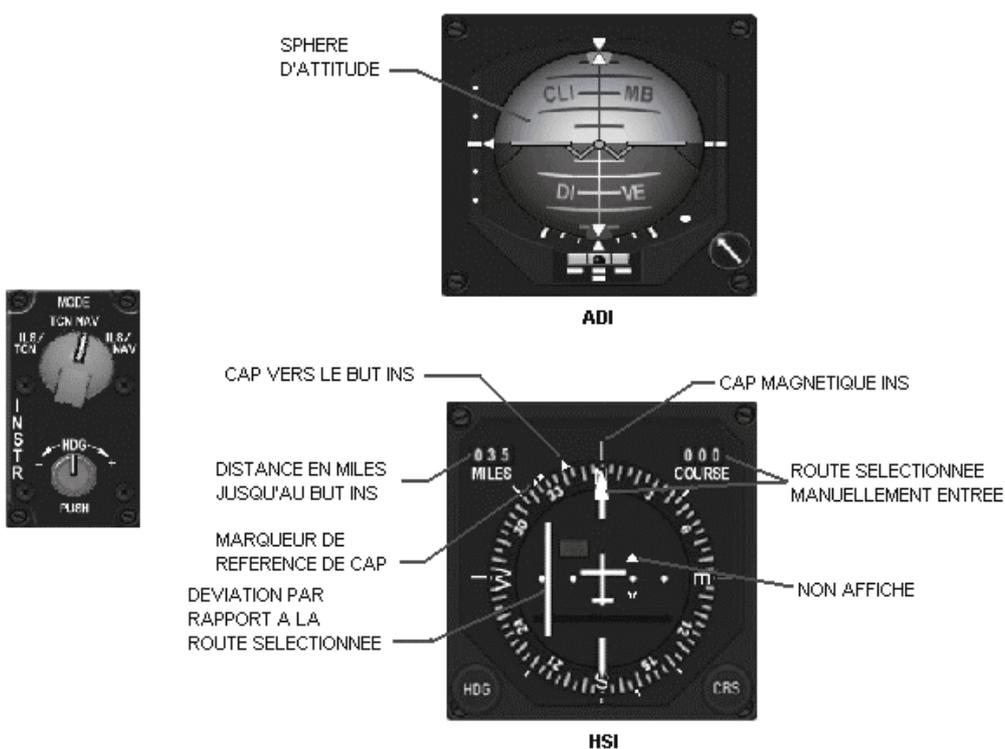
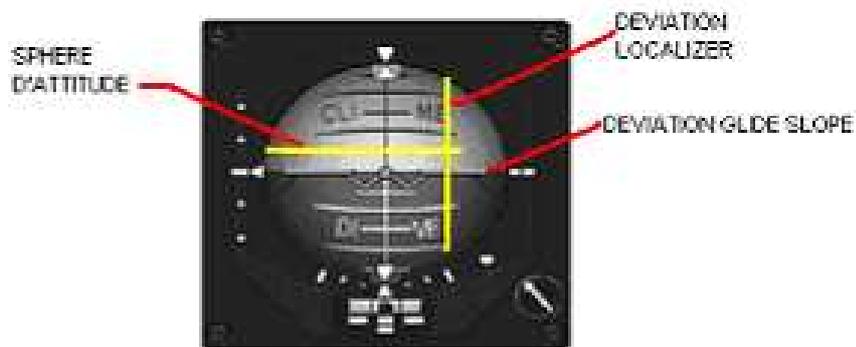
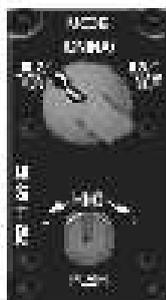


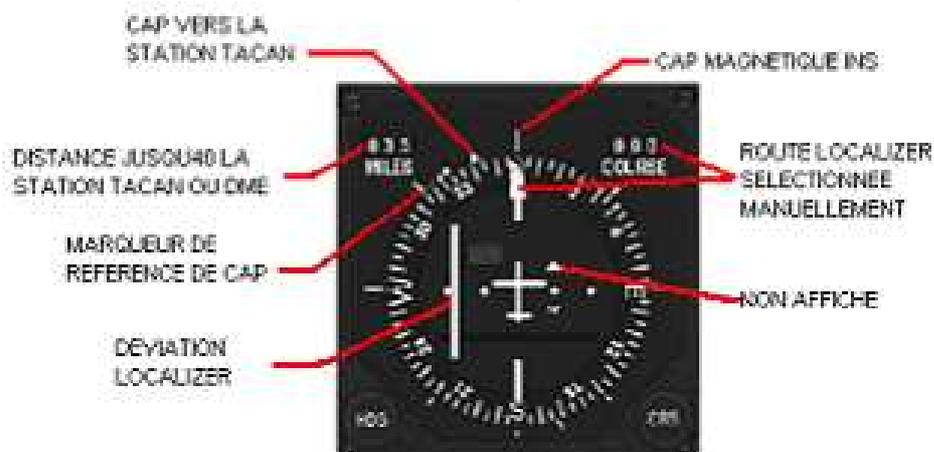
Figure 1-56b



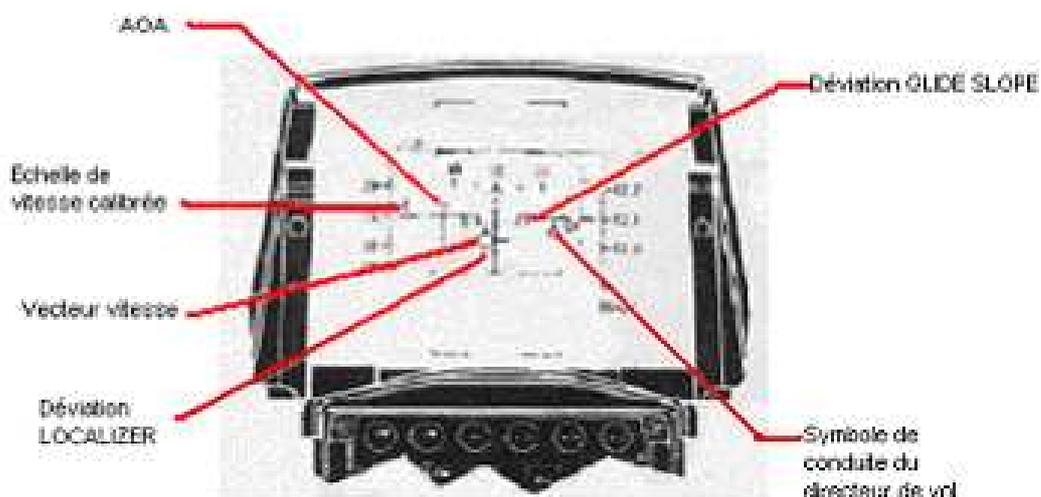
TCN/ILS



ADI



HSI



HUD

Figure 1-56c



NAV/ILS

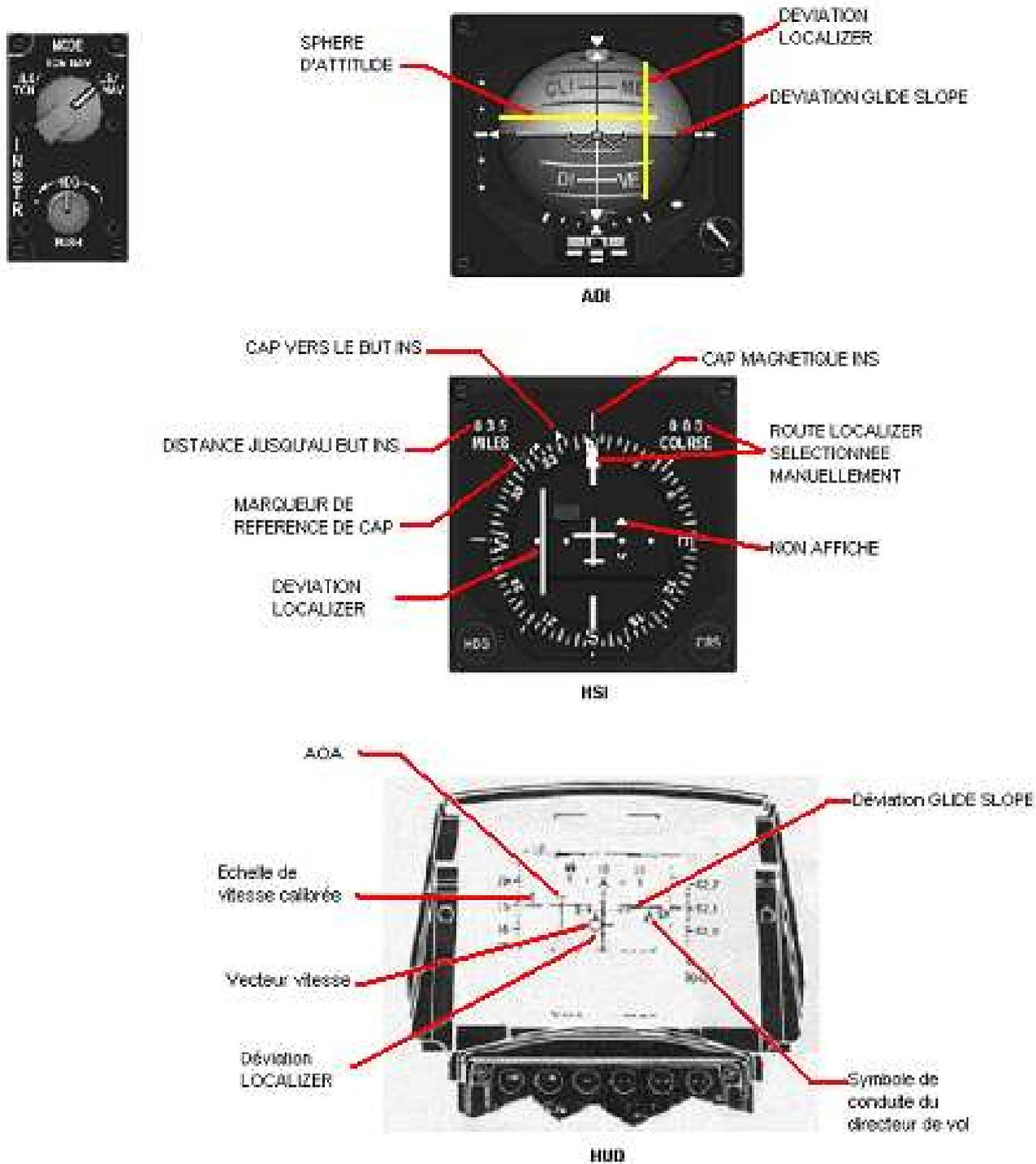


Figure 1-56d



PRESENTATION HIS					
Mode d'instrument sélectionné	Indicateur distance	Flèche route & route sélectionnée	Barre de déviation de route	Indicateur TO-FROM	Pointeur de cap
ILS/TCN	Distance de la station TACAN ou DME	Sélection manuelle de la route localizer	Déviaton du localizer	Non affiché	Cap vers la station TACAN
TCN		Sélection manuelle de la route sélectionnée	Déviaton de la route sélectionné	Affiché	
NAV	Distance du but INS	Sélection manuelle de la route choisie	Déviaton de la route sélectionné	Non affiché	Cap vers le but INS
ILS/NAV		Sélection manuelle de la route localizer	Déviaton du localizer		

Figure 1-57a

PRESENTATION ADI			
Mode d'instrument sélectionné	Boule d'attitude	Barre de déviation verticale	Barre de déviation horizontale
ILS/TCN	Attitude INS du tangage et roulis	Déviaton du localizer	Déviaton du glide
TCN		Non affiché	Non affiché
NAV		Non affiché	Non affiché
ILS/NAV		Déviaton du localizer	Déviaton du glide

Figure 1-57b



SYSTEME IFF



SYSTEME IFF

Le système IFF air-surface permet une identification sélective (Selective Identification Feature - SIF) et une transmission automatique de l'altitude. Une utilisation normale est possible sur l'un des 5 modes :

- Mode 1 – Identification fonctionnelle (force aérienne d'appartenance).
- Mode 2 – Identification particulière (escadron d'appartenance).
- Mode 3/A – Identification Circulation Aérienne.
- Mode 4 – Identification cryptée (temps de guerre).
- Mode C – Transmission de l'altitude.

L'équipement n'effectue pas d'interrogation mais transmet seulement une réponse codées aux interrogations codées correctement. Voir la figure 1-49a et b pour la position des antennes. Ils s'agit en fait des mêmes antennes que celles utilisées pour les communications UHF. Les paramètres du mode 2 sont réglés dans le récepteur-antenne au sol et ensuite fixés pour chaque vol. Des controles secours sont fournis seulement pour le mode 4. Voir PANNEAU DE COMMUNICATIONS AUXILIAIRES pour les fonctions du bouton MASTER IFF et des controles secours du mode 4. Dans l'éventualité de certaines pannes de l'UFC, les IFF des modes 1 et 3 peuvent continuer à répondre sur le dernier code sélectionné avant la panne. Les modes 2 et C, si sélectionnés avant la panne, peuvent continuer à répondre . Cependant, quand le bouton CNI est placé sur BACKUP, les modes 1, 2, 3 et C sont désactivés. Le mode C fournit une information d'altitude du CADC au sol par incréments de 100 ft.

Utilisation de l'IFF avec l'UFC

Quand le bouton IFF MASTER (figure 1-45), situé sur le panneau AUX COMM est placé sur LOW ou NORMAL et que le bouton CNI est sur UFC, l'IFF est contrôlé par l'UFC.



Figure 1-45

La page IFF (figure 1-58) est sélectionnée en appuyant sur le bouton sur surpassement IFF de l'UFC quand la page CNI ou LIST est affichée sur le DED. Une information est affichée sur la page IFF sur 4 colonnes.



Figure 1-58

Le contrôle et la sélection des options IFF sont effectués en utilisant les astérisques du DED. Pour changer un des codes des modes 1 ou 3, les astérisques sont positionnés sur l'ancien code, le nouveau code est entré au clavier puis on appuie sur le bouton ENTR. Pour sélectionner (ou désélectionner) un mode IFF, les astérisques sont positionnés sur le label correspondant au mode souhaité (ex : M3 pour le mode 3) et on appuie sur le bouton M-SEL. Les modes sélectionnés sont indiqués par des labels surlignés sur la page IFF. Plusieurs modes peuvent être sélectionnés en même temps.

Les options de surveillance du mode 4 (OUT, LID, AUD) sont sélectionnées en positionnant les astérisques sur l'option voulue et en appuyant sur une des touches de l'ICP/IKP (touches 1 à 9). Si une surveillance légère (LIT) est sélectionnée et qu'une réponse est envoyée, LIT sera surligné. Si une surveillance audio (AUD) est sélectionnée et qu'une réponse est envoyée, AUD sera surligné. Les codes du mode 4 sont changés en plaçant les astérisques sur le code du mode 4 (A ou B) puis en appuyant sur une des touches de l'ICP/IKP (touches 1 à 9).

La fonction d'identification microphone est sélectionnée/désélectionnée en positionnant les astérisques autour de MIC puis en appuyant sur le bouton M-SEL. Si MIC est sélectionné, le label MIC sera surligné. Si MIC est sélectionné et que le bouton de transmission UHF VHF est placé sur UHF, le système transmettra une réponse I/P si le système reconnaît une interrogation de mode 1, 2 ou 3/A dans les prochaines 15 à 30s.



ILS



SYSTEME D'ATTERRISSAGE AUX INSTRUMENTS (ILS)

L'ILS permet des approches de précision sur des pistes équipées d'un localizer, d'un glide et de balises marqueurs. Des signaux d'identification du localizer sont envoyés dans le casque pour une identification de la station. Les récepteurs du glide et du localizer fournissent une information de déviation du localizer et du glide sur la barre de déviation de l'ADI et du HUD. 2 drapeau d'alarme, désignés LOC et GS, apparaissent sur l'ADI quand l'information de déviation est invalide. Un drapeau d'alerte de déviation de route apparaît sur le HSI si l'information de déviation du localizer est invalide. La symbologie du HUD comprend des barres de déviation du localizer et du glide. Des barres de déviation interrompues indiquent une information invalide. Des barres de déviation sont stabilisées en roulis avec des marques positionnées à 1 et 2 points de déflexion.

Le directeur de vol affiche l'information de conduite de tangage et de l'inclinaison sur le HUD quand sélectionné sur l'UFC. La symbologie de conduite de commande comprend un cercle, une marque positionnée sur le dessus du cercle et une marque de référence/carré positionnée sur l'échelle de cap/route. (Voir figure 1-56). Le cercle du directeur de vol est référencé sur le FPM et apparaît quand l'information localizer est valide. La marque apparaît quand la déviation du glide approche du centre, indiquant que l'information de conduite de tangage est valide. Si la conduite d'assiette devient invalide, le symbole X apparaîtra sur la marque. Le carré de référence indique le cap requis pour maintenir la route sélectionnée sur le DED (échelle de cap magnétique affichée) ou une erreur de route relative à la route sélectionnée (échelle de route magnétique affichée). La valeur de la route peut être changée seulement en entrant une nouvelle valeur via le DED.

Si l'avion approche au-dessus du glide, il n'y aura pas d'information de tangage. Le symbole du directeur de vol restera sur l'horizon affichant l'information de conduite de roulis et le symbole X apparaîtra sur la marque indiquant que la conduite de tangage est invalide. La conduite de tangage est acquise une fois que le glide est intercepté.

Le récepteur de balises marqueurs fonctionne sur une fréquence fixe de 75 MHz. Voir VOYANT BALISES MARQUEURS dans cette section.

Contrôles de l'ILS

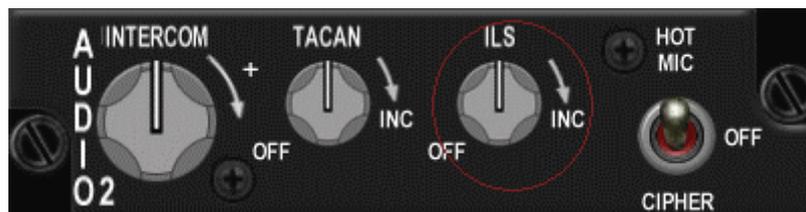


Figure 1-47

Le bouton d'alimentation de l'ILS (figure 1-47), situé sur le panneau AUDIO 2, contrôle l'alimentation de l'ILS et le volume audio. La présentation de l'ILS sur le HSI et l'ADI est contrôlé par le bouton de sélection CRS (HSI) et le bouton INSTR MODE. Voir figure 1-56. Toutes les autres fonctions de contrôle sont sélectionnées via l'UFC. Dans l'éventualité de certaines pannes de l'UFC, l'ILS peut rester sur la dernière fréquence sélectionnée avant la panne.



Utilisation de l'ILS sur l'UFC

L'ILS est contrôlé par l'UFC quand le bouton d'alimentation ILS sur le panneau de contrôle AUDIO 2 (figure 1-47) est placé sur ON.



Figure 1-59

La page ILS (figure 1-59) est sélectionnant en vérifiant que la page CNI est affichée sur le DED puis en appuyant sur le bouton fonction TACAN/ILS. Le statut ILS (OFF ou ON) et 3 points changeables apparaissent : la fréquence ILS, la route localizer pour l'indicateur du directeur de vol de l'ILS sur le HUD et la sélection du directeur de vol (CMD STRG). La fréquence ILS et la route sont changés en plaçant les astérisques sur le sujet et en tapant l'information voulue. Le directeur de vol est sélectionné/désélectionné en positionnant les astérisques sur le label CMD STRG et en appuyant sur le bouton M-SEL pour sélection/désélectionner la position souhaitée. Positionner le bouton INSTR MODE sur lune des positions ILS est nécessaire avant que l'information de déviation ILS (localizer et glide) ne puisse être affichée sur le HSI, le HUD et l'ADI.

Trois étapes sont nécessaires avant que le symbole du directeur de vol ILS du HUD ne soit utilisable : la route du localiser est affichée sur le DED, le directeur de vol est sélectionné sur le mode sur l'UFC et le bouton de mode INSTR MODE est sélectionné sur ILS.

Le réglage de la route sur le HSI n'est pas connecté au directeur de vol sur le HUD. Pour un affichage cohérent de l'ILS, la route vers la piste doit être sélectionnée sur le DED et sur le HSI.



Voyants des balises marqueurs



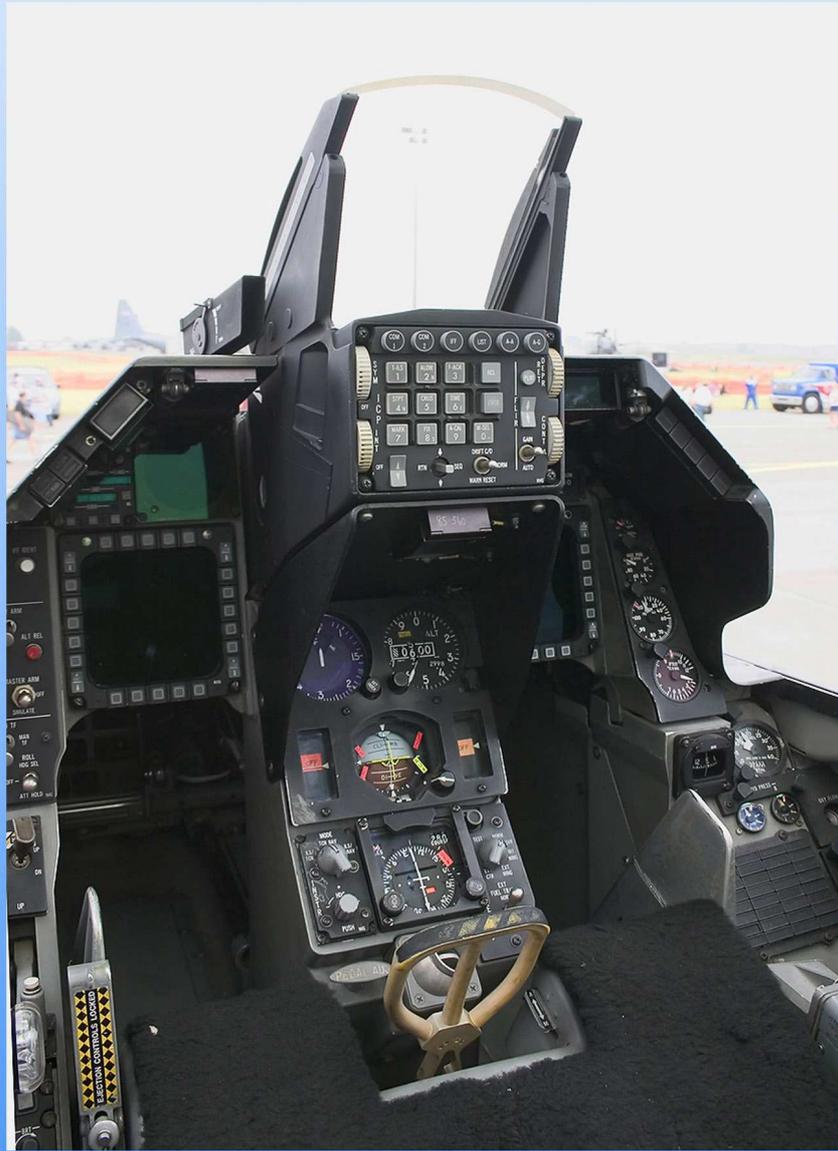
Figure 1-60

Le voyant des balises marqueurs (figure 1-60) est situé sur le tableau de bord. Quand l'avion est à la verticale d'une balise, la mire MRK BCN devient verte et clignote en synchronisme avec le code morse de la balise marqueur.

Outer-Marker (OM) : - - - - (biiiiip biiiiip biiiiip biiiiip)

Middle-Marker (MM) : • - • - (bip biiiiip bip biiiiip)

Inner-Marker (IN) : • • • • (bip bip bip bip)



INSTRUMENTS

DE

VOL



INSTRUMENTS DE VOL

Les instruments de vol (figure 1-61) sont situés sur le tableau de bord. Les instruments cités ci-dessous sont communs et non illustrés en détail.

- Vitesse-air/indicateur de Mach
- Altimètre servo-pneumatique
- Horloge
- Compas magnétique
- Indicateur d'attitude de secours (SAI)
- Indicateur de vitesse verticale



Figure 1-61



ALTIMETRE



Figure 1-62

L'altimètre servo-pneumatique (figure 1-62) est un indicateur d'altitude à double mode de pression avec une graduation de $-1\ 000$ à $+80\ 000$ ft. Le mode de fonctionnement est sélectionné manuellement par le levier de mode situé dans le coin inférieur droit de l'instrument. Dans le mode d'utilisation (primaire) ELECT, l'altimètre est un indicateur à répéteur électronique qui est géré électroniquement par le CADC. Dans le mode d'utilisation (secondaire) PNEU, l'altimètre est alimenté pneumatiquement par la pression statique fournie par le système pitot statique. Si le CADC lache ou en cas d'un dysfonctionnement du servo altimètre alors que l'altimètre est utilisé en mode ELECT, l'altimètre passera automatiquement en mode pneumatique et le drapeau PNEU apparaîtra sur la face de l'altimètre. Ceci peut se produire lors d'accélération ou décélération en zone transsonique ou lors de manœuvres sous fort facteur de charge.

Le bouton de réglage de pression, situé sur le côté inférieur gauche de l'instrument, est utilisé pour effectuer le réglage de l'altimètre. Le réglage de la pression est électriquement transmis au CADC comme correction manuelle pour l'affichage de l'altitude sur le HUD. Le réglage de la pression est présenté en pouce de mercure.

INDICATEUR DE VITESSE-AIR/MACH



Figure 1-63



L'indicateur de vitesse-air/Mach (figure 1-63) fonctionne pneumatiquement par la pression totale et statique fournie par le système pitot statique. L'indicateur affiche la vitesse-air indiquée, le Mach et la vitesse-air maximale équivalente. La vitesse-air indiquée affichée par une flèche mobile sur des nombres fixes gradués en kts. Le nombre de Mach, qui est lu contre la flèche de vitesse-air, est affichée au moyen d'un disque rotatif gradué en numéros de Mach. La graduation de l'indicateur va de 80 à 850 kt de 0.5 à 2.2 pour le Mach.

La vitesse-air équivalente possible est affichée par une flèche qui bouge le long de la couronne de chiffres fixe de l'instrument. La flèche est ajustée pour indiquer 800 kt au niveau de la mer.

Le bouton SET INDEX est utilisé pour sélectionner l'index de référence de vitesse-air.

INDICATEUR D'ATTITUDE DE SECOURS (SAI)

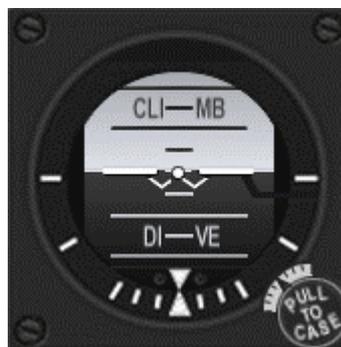


Figure 1-64

Le SAI (figure 1-64) est alimenté indépendamment de l'ADI par le bus batterie. L'indicateur est un gyroscope vertical autonome alimenté électriquement qui positionne mécaniquement la sphère d'attitude de l'indicateur pour afficher les attitudes de roulis et d'assiette. Un recalage manuel du gyroscope est effectué en tirant le bouton PULL TO CAGE sur le coin inférieur droit de l'indicateur. Le bouton est maintenu tiré jusqu'à ce que la sphère soit placée sur une indication de tangage et d'assiette zéro puis relâché. Un ajustement du symbole de référence de l'avion miniature est effectué en tournant le bouton PULL TO CAGE.

Puisque que le SAI est monté sur le tableau de bord sous un certain angle, il indiquera un angle d'assiette inférieur de 4° par rapport à l'ADI quand les boutons de trim tangage sur les 2 indicateurs sont sélectionnés sur l'index de trim tangage. Si un recalage est effectué, l'avion doit voler en palier, à une altitude constante et un AOA d'environ 4°. Quand recalé au sol, attendez 2 mn avant de rouler.

Un drapeau d'alerte labélé OFF apparaît l'énergie électrique est perdue ou quand le bouton PULL TO CAGE est tiré. Après une perte de puissance, l'indicateur continuera de fournir une information d'attitude utilisable pendant environ 9 mn. Le gyroscope de l'indicateur n'est pas restreint en roulis mais est limité à environ +/-85° en tangage.

L'indicateur peut développer des erreurs lors de manœuvres de voltige, premièrement quand l'assiette approche les 90°. Si ces erreurs dépassent 7° après un retour en vol en palier, le gyro ne se recalé pas automatiquement et doit être manuellement recalé pour éliminer l'erreur.



INDICATEUR DE VITESSE VERTICALE (VVI)

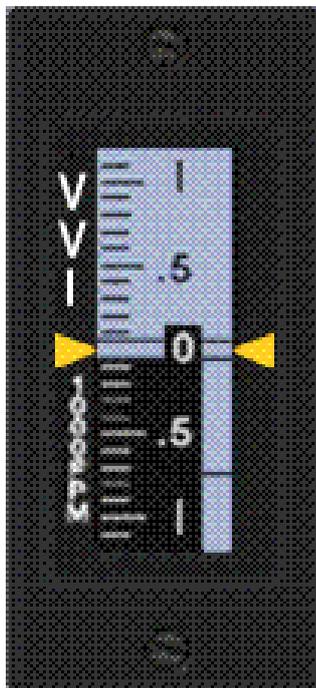


Figure 1-65

Le VVI (figure 1-65) affiche le taux de montée/descente fourni par le CADC. L'indicateur a un affichage vertical déroulant avec une plage de 6 000 fpm en montée ou descente. Le VVI nécessite de l'énergie ac du bus emergency ac n°1 pour fonctionner.

COMPAS MAGNETIQUE



Figure 1-66

Le compas magnétique (figure 1-66) est indicateur autonome qui montre le cap de l'avion par rapport au nord magnétique. Les valeurs de compensation collées sur le compas fournissent un moyen d'annuler les perturbations magnétiques entraînées par l'avion. Une carte de correction de la déviation pour le compas est située juste en bas à l'arrière du compas.



INDICATEUR D'ATTITUDE (ADI)

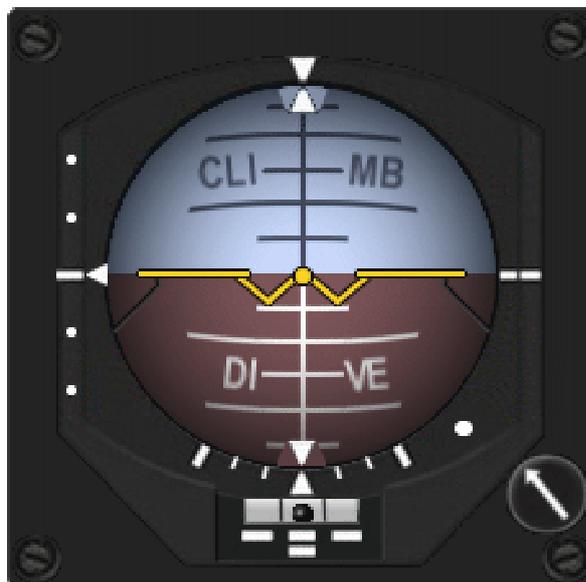


Figure 1-67

L'ADI (figure 1-67) est un indicateur à répéteur à servo qui affiche l'inclinaison et l'assiette fournies par l'INS. L'ADI n'est pas limité en tangage ou roulis et affichera l'attitude de l'avion de manière précise. Dans certains modes d'utilisation, l'indicateur affiche la déviation du localizer et du glide. Voir figure 1-55. L'instrument affiche le taux de virage qui est présenté sous la forme d'une aiguille de virage standard. L'aiguille de taux de virage est entraînée par le transmetteur du gyroscope qui capte le taux de virage de l'avion et déplacera l'aiguille en réponse un taux de virage de 1,5°/s. L'indicateur de dérapage (bille) est autonome. Le drapeau OFF peut indiquer une défaillance soit de l'INS soit de l'ADI. Le drapeau GS indique que la barre de déviation du glide n'est pas fiable. Le drapeau LOC que la barre de déviation du localizer n'est fiable. Le drapeau AUX signifie que l'INS est défaillant ou est utilisé en condition d'attitude moins précise et que le cap HSI doit être sélectionné sur un cap connu par le bouton HDG du panneau de sélection de mode de l'instrument. Le bouton de trim de tangage est utilisé pour ajuster la sphère d'attitude sur l'attitude tangage souhaitée sur la référence de l'avion miniature.



INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE



Figure 1-68

Le HSI (figure 1-68) est un indicateur à répéteur qui fournit une vue en plan ou horizontale de l'avion en accord avec la situation de navigation de l'avion. Le symbole de l'avion miniature au centre du HSI est fixe et comparable à un avion superposé à une rose de caps. La face du HSI est une carte compas entraînée par l'INS afin que le cap magnétique de l'avion soit toujours lu en haut de la rose des caps.

Le bouton HDG permet de faire tourner le marqueur de référence de cap sur le cap souhaité. Une fois sélectionné, le marqueur de référence de cap tourne avec la carte compas. Le marqueur de référence de cap fournit une référence au mode sélection de cap du pilote automatique.

Le bouton CRS permet de sélectionner une route sur 360°. Pour sélectionner une route, tourner la tête en plaçant la flèche sur la route choisie et vérifiez la fenêtre de sélection de route pour un réglage précis. Une fois effectué, la flèche de route tourne avec la carte compas.

Le pointeur de relèvement permet une information de relèvement par rapport à la station TACAN ou le but INS. Voir figure 1-56.

L'indicateur de distance fournit une lecture de la distance en Nm de la station TACAN, un DME ou un but INS. Une perte du signal du TACAN ou DME ou un signal non fiable entraînera un drapeau d'alerte couvrant la fenêtre de l'indicateur de distance quand un des modes TCN ou TCN/ILS est sélectionné. Quand NAV ou NAV/ILS est sélectionné, un signal incorrect entraînera un drapeau d'alerte couvrant la fenêtre de l'indicateur de distance. Une perte d'alimentation du HSI peut entraîner l'apparition du drapeau d'alerte OFF.



HORLOGE



Figure 1-69

L'horloge (figure 1-69), située sur la console auxiliaire de droite, permet également une indication de compteur de plus de 60 mn.



REMERCIEMENTS



Remerciements

Merci à Famas pour le montage photo de la couverture.

Merci à tout l'escadron de chasse badbirds pour leur aide et leurs conseils sur l'utilisation de Photoshop et Paint... et à ma mère secrétaire pour Word.

www.badbirds.net

Merci à tous les photographes qui m'ont donné leur accord pour utiliser leurs photos pour cette doc :

- Philippe Noret
- Sven De Bevere
- Tom Dolders
- Michael Ivanin
- Botterman Bram
- Rez Manzoori
- Phil Gilston
- Freight Dawg
- Anders Forseth
- Michael Van Der Mee

Merci également aux nombreux membres de la communauté de Checksix pour leurs encouragements et leurs soutiens.

Les généralités sur le GPS (rédigé par Mathieu Chouquet) et l'INS(rédigé par Dom) sont issues du site :

www.aviation-fr.info dont je remercie le webmaster de m'avoir autorisé son utilisation.

Et merci à ma copine pour m'avoir supporté lors de la conception longue de cette doc.
;-)