



**Avionique**  
Navigation

---



*Gil*  
*Off S.V*



## NAVIGATION

Ce chapitre traitera des sujets suivants :

- Système de navigation inertielle (INS) .....2
- Mises à jour du système de navigation.....8
- Gestion de l'énergie en croisière.....15
- Navigation Aérienne Tactique (TACAN) .....21
- Système d'Atterrissage aux Instruments (ILS) .....23
- Système de Positionnement Global (GPS) .....26
- Système de Terrain Digital (DTS).....33

### Système de Navigation Inertielle

Le MLU est muni d'une centrale de navigation inertielle (INU) gyro-laser (RLG). Le RLG INU est nettement plus fiable que le système précédent parce qu'il a moins de parties mobiles. Le RLG INU dispose d'une batterie dédiée qui fournit au système une alimentation continue en cas de perte d'alimentation avion 115VAC. Si le RLG INU n'est pas coupé avant la coupure moteur, il basculera sur la batterie. Quand le système détecte une tension de la batterie inférieure à 16V, il sera automatiquement coupé. La batterie sera rechargée quand l'énergie avion sera, de nouveau, appliquée.

#### Alignement normal

Le RLG INU nécessite 8 mn pour un alignement gyro-compas compas, quelque soit la température ambiante. Si le pilote ne peut attendre un alignement complet, il peut passer en mode NAV après environ 1 minute et demie et accepter une précision de navigation moindre. Pour initier un alignement gyro-compas normal, le pilote doit d'abord sélectionner la mise sous tension du MMC et de l'UFC sur le panneau d'alimentation avionique puis tourner le bouton INS sur NORM (Figure 2-1).

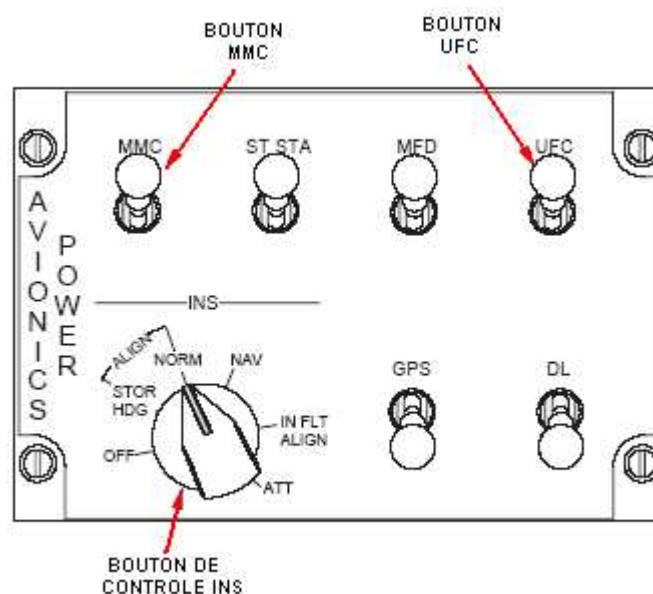


Figure 2-1 Contrôles de l'INS



Ceci affichera automatiquement la page INS DED où le pilote doit entrer la position actuelle latitude-longitude et altitude système (Figure 2-2). Si le pilote attend plus de 2 mn pour entrer les données de position, le processus d'alignement sera réinitialisé et le temps d'alignement remis à zéro.

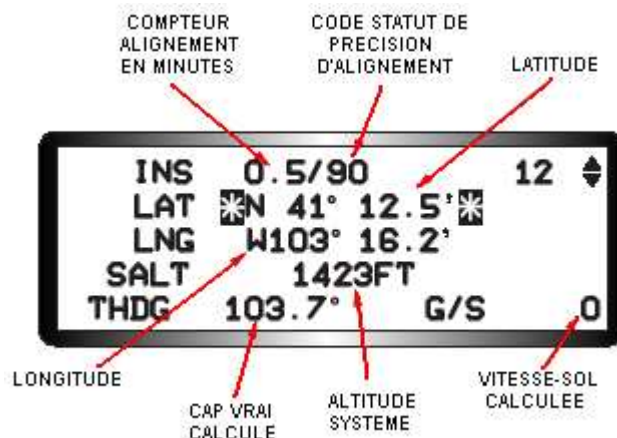


Figure 2-2 Page INS DED

La variation magnétique est automatiquement calculée par le système à moins que le pilote ne choisisse de l'entrer manuellement en utilisant la page Magnetic Variation (MAGV) du DED (Figure 2-3). Une entrée manuelle peut être effectuée à tout moment au cours de la mission. La page MAGV est accessible par les pages LIST et MISC. Si le pilote choisit de laisser le système calculer automatiquement la variation magnétique, la valeur calculée sera affichée sur la page MAGV.



Figure 2-3 Page DED MAGV

Quand l'INU est alignée en condition utilisable mais dégradée, un label stable d'alignement (ALIGN) et un Ready (RDY) sont affichés sur le HUD et le DED respectivement (Figure 2-4). Les deux label ALIGN et RDY clignotent quand une précision de navigation complète est atteinte. Le pilote peut tourner le bouton INS sur NAV à tout moment après que la première ait été atteinte mais la performance peut être dégradée à moins qu'il attende que les labels clignotent. Quand NAV est sélectionné, le processus d'alignement est stoppé et l'INS est utilisable pour la navigation. Placer le bouton sur NAV avant l'affichage du RDY et du ALIGN entraîne l'arrêt de l'alignement et le mode attitude, qui est utilisable l'attitude seulement, doit être entré. Si l'avion est bougé avant que le bouton INS ne soit placé sur NAV, le système se placera, de lui-même, en NAV.





ALIGN ET RDY AFFICHE STABLE POUR UNE UTILISATION DEGRADEE  
CODE STATUT PRECISION 62

ALIGN ET RDY CLIGNOTENT QUAND LA PRECISION EST COMPLETE  
ALIGNEMENT EST TERMINE  
CODE STATUT PRECISION 10

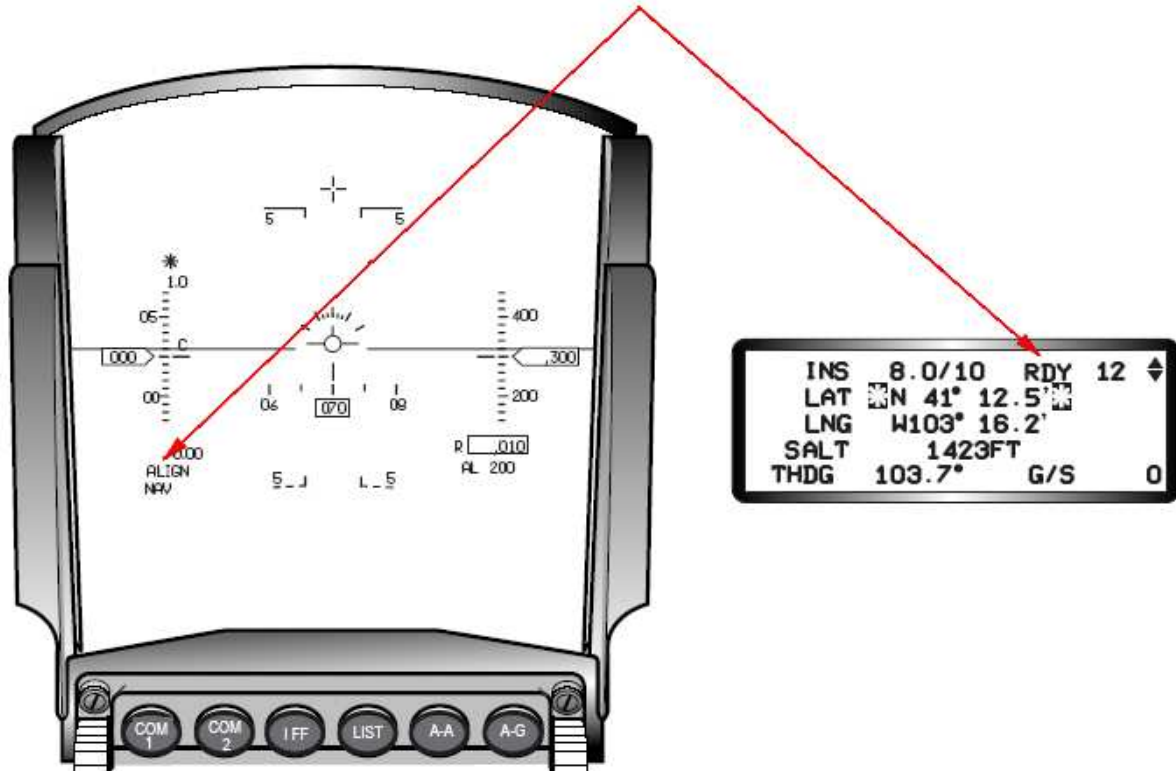


Figure 2-4 Indications complètes d'alignement

## Alignement sur cap stocké

L'alignement sur cap stocké (STOR DG) est utilisé chaque fois qu'un alignement plus rapide que la normale est requis, par exemple, en utilisant en statut d'alerte. L'alignement est effectué en utilisant un cap vrai calculé précédemment et devrait prendre environ 1 minute et demie. Le cap vrai est calculé en effectuant un alignement normal avant la coupure lors de la précédente mise sous tension comme suit :

- Entrez les coordonnées de position et l'altitude système.
- Effectuez un alignement gyro-compas complet.
- Placez le bouton INS sur OFF.

Le cap vrai calculé sera gardé en mémoire par l'INU. L'avion ne doit pas bouger après que le cap ait été stocké. Quand prêt pour le vol, effectuez un alignement sur cap stocké avant ou pendant le démarrage comme suit :

- Placez le bouton INS sur STOR HDG.
- Vérifiez que la page INS DED est affichée.
- Vérifiez les coordonnées latitude-longitude, l'altitude système et le cap vrai.
- Vérifiez les labels clignotant RDY et ALIGN.
- Placez le bouton INS sur NAV.



Les codes de statut de précision diminueront comme un alignement normal. Les labels RDY et ALIGN clignoteront quand le code de précision atteindra 30 ou 3.0 mn, la Probabilité d'Erreur Circulaire (CEP) du système normale. La précision augmente jusqu'à la limite du système jusqu'à ce que le bouton INS soit placé sur NAV.

## **Alignement sur le meilleur cap vrai disponible (BATH)**

Si lors de la préparation pour un alignement sur cap stocké, l'INS est placé sur NAV avant de passer sur OFF, l'INS effectuera un alignement BATH quand STOR HDG sera sélectionné avec aucune indication pour le pilote. Un alignement BATH est un sous-mode de l'alignement sur cap stocké et doit être évité à cause d'imprécisions de performance et de navigation.

## **Alignement en vol**

L'INS peut être aligné en vol. Cependant, la procédure requiert des entrées pilote importantes et est conçu pour fournir une capacité retour maison seulement. En supposant qu'aucune défaillance n'affecte la performance normale de l'INU, un alignement en vol effectué avec le système GPS peut atteindre une précision de navigation normale ou meilleure de l'INU. Si le GPS n'est pas disponible, seul une capacité de navigation dégradée peut être atteinte d'un INU en bon état de marche. Après un alignement en vol assisté du GPS et une précision système (SYS ACCUR) HIGH atteinte, le FPM peut ne pas disponible pour plus de 3 mn. Le retour du FPM indique l'alignement en vol fournit la performance système minimale et les précisions INU. Le retour de la gravité maximale (max G)-valeur indique que l'alignement en vol est terminé. La procédure est la suivante :

- Sélectionnez la position IN FLT ALIGN avec le bouton INS.
- Vérifiez que la page DED INFLT ALIGN est affichée (Figure 2-5).
- Vérifiez STBY dans la fenêtre g maximum du HUD.
- Entrez le cap compas en utilisant l'ICP.
- Volez en ligne droite et en palier jusqu'à ce que le label MAN s'affiche à la place du STBY sur le HUD et que le message FIX NECESSARY apparaisse sur le DED.
- Effectuez des mises à jour de position aussi souvent que possible jusqu'à ce que le label MAN sur le HUD revienne aux g maximum.
- Sélectionnez NAV avec le bouton INS.

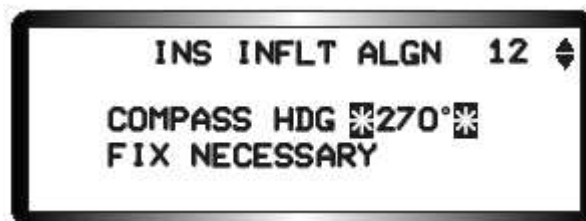


Figure 2-5 Page DED d'alignement en vol.



## Navigation INS Normale

L'INS fournit un grand cercle conduisant vers n'importe quel point de passage sélectionnable par le pilote. Les points de passage sont déterminés lors de la préparation de la mission et entrés via le DTC. Le pilote peut vérifier les coordonnées de chaque point de passage et faire des changements, si nécessaire, en utilisant la page STPT de DED (Figure 2-6) ou la page DEST (Figure 2-7). Pour observer et/ou changer les coordonnées d'un point de passage particulier sans affecter la navigation vers le point de passage actuel, le pilote doit utiliser la page DEST. Le point de passage actuel, celui vers lequel navigue le pilote, est manuellement sélectionnable depuis la page CNI en utilisant le bouton INC/DEC sur l'ICP. Ou le pilote peut changer le point de passage actuel avec la page STPT en utilisant soit le bouton INC/DEC ou les touches chiffrées de l'ICP puis ENTR.

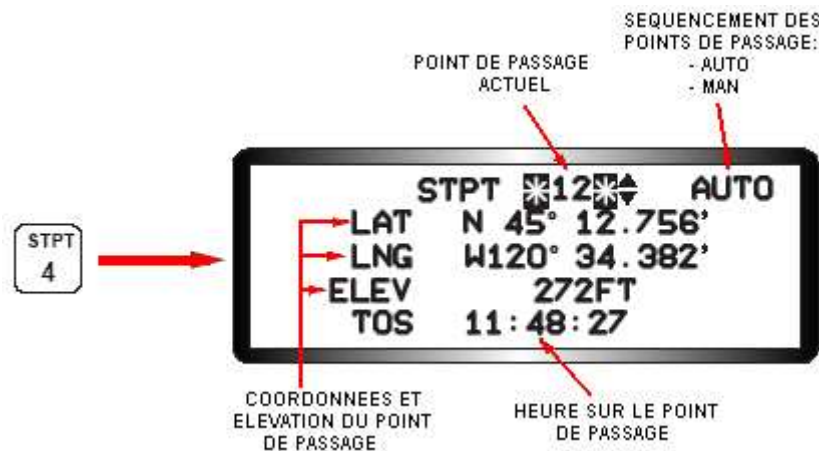


Figure 2-6 Page DED STPT

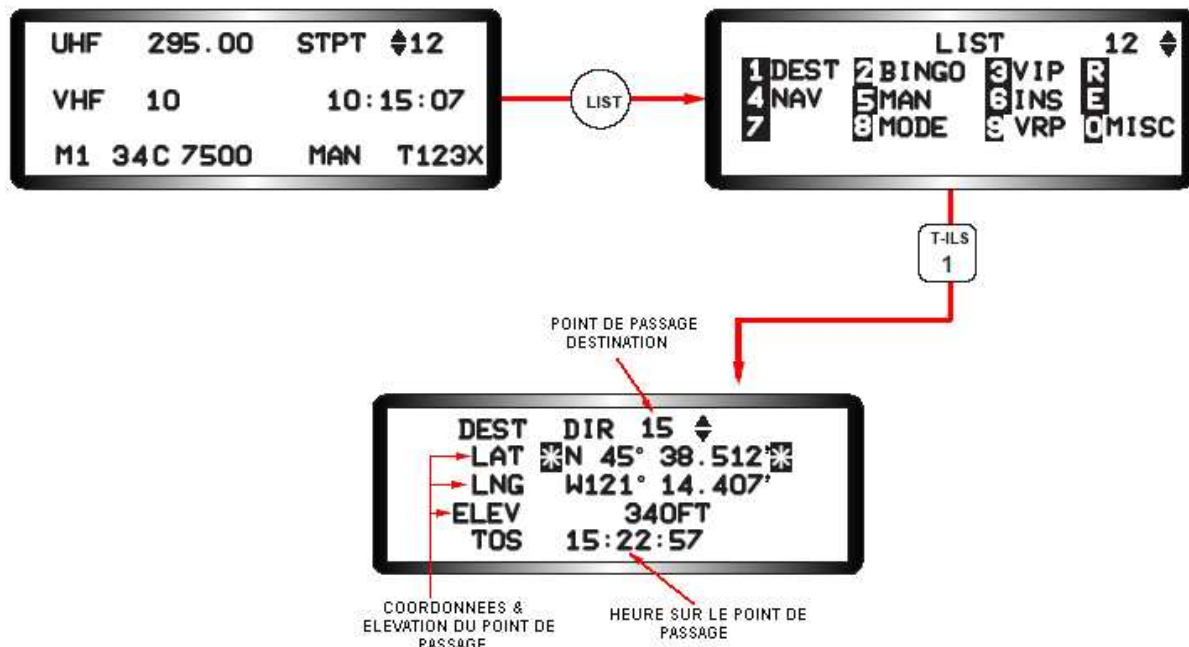


Figure 2-7 Page DED DEST



Avec le bouton de mode d'instrument en position NAV, le pilote sélectionne normalement le point de passage sélectionné sur la page CNI et navigue en utilisant les repères calculés par l'INS depuis le HSI et le HUD (Figure 2-8). Il peut aussi passer en autoséquence des points de passage au moyen de la touche SEQ sur la page DED STPT. Avec l'autoséquence, le système augmente automatiquement le point de passage quand l'avion est à moins de 2 Nm du point et que la distance augmente. L'autoséquence est indiqué sur la page CNI avec la lettre A affichée à côté du point de passage actuel. Rien n'est affiché quand il est en mode manuel. L'autoséquence des points des points de passage ne fonctionnera pas en mode A-G, FIX ou ACAL manuel même si sélectionné.

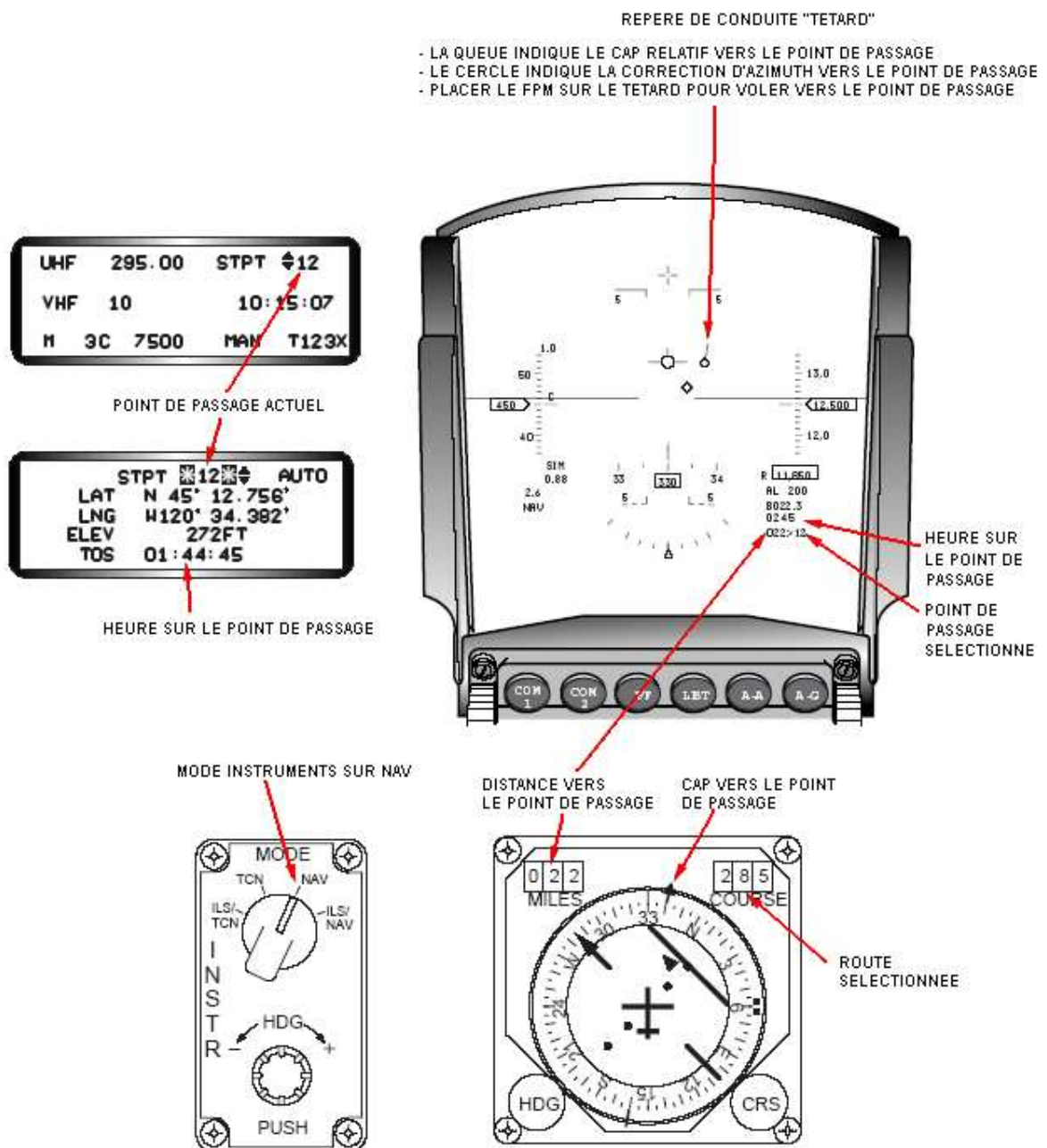


Figure 2-8 Affichages de navigation INS





## Mises à jour du système de navigation

Le pilote corrige les erreurs de position et d'altitude accumulées lors de la mission en utilisant les modes de calibration d'altitude et de prise de repère. Pour corriger les erreurs de position en utilisant une prise de repère, le pilote met à jour sa position actuelle par visualisation, soit visuellement, soit avec le radar ou par survol direct sur un point avec des coordonnées connues et en mettant à jour le système en désignant avec le TMS puis en pressant ENTR sur l'ICP. Pour mettre à jour le système d'altitude, le pilote utilise un des capteurs pour mesurer la distance vers un point à l'élévation connue et met à jour le système d'estimation d'altitude en utilisant le mode Altitude Calibration (ACAL). De plus, le pilote peut stocker 5 lots de coordonnées pour une utilisation ultérieure appelée points de marquage (marckpoint), en utilisant soit le survol soit les curseurs de désignation techniques.

### Mise à jour de position

Pour faire une mise à jour de position, le pilote doit sélectionner le mode « Fixtaking » en appuyant sur la touche FIX, numéro 8 sur l'ICP. L'INS doit être opérationnel et le master mode NAV sélectionné. Le mode fixtaking est automatiquement sélectionné (FIX surligné) quand la page FIX du DED apparaît (Figure 2-9). Le mode peut être sélectionné sur marche ou arrêt en appuyant sur la touche M-SEL.

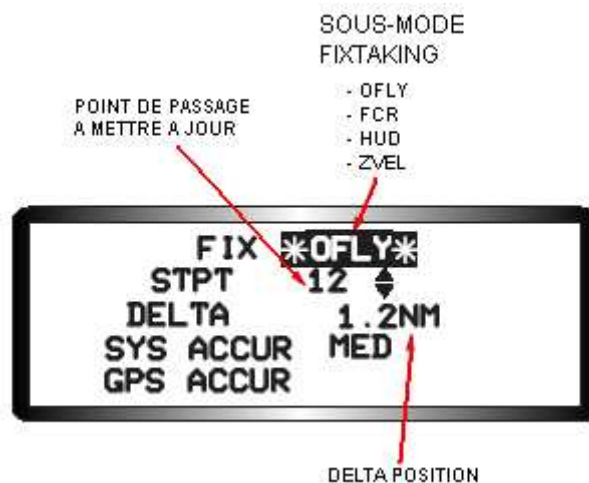


Figure 2-9 Page DED FIX

Les sous-modes fixtaking disponibles sont dépendant des capteurs opérationnels et si l'avion a le train rentré ou sorti.

Les sous-modes train sorti sont:

- Overfly (OFLY)
- Zero Velocity (ZVEL)

Les sous-modes Train rentré sont:

- Overfly (OFLY)
- Fire Control Radar (FCR)
- Head-Up Display (HUD)





Avec les astérisques autour du label du sous-mode, les sous-modes fixtaking peuvent être sélectionnés sur la page FIX du DED en appuyant sur l'une des touches 1 à 9 de l'ICP ou en passant en revue en cliquant à droite sur SEQ.

### Mise à jour de position Overfly

Pour faire une mise à jour de position OFLY, le pilote entre le point de passage qu'il souhaite mettre à jour sur la page FIX (Figure 2-9), vole vers le point de passage, désigne avec TMS vers l'avant quand directement vertical puis appuie sur ENTR pour terminer la mise à jour. Quand ENTR est appuyé, le delta position est mise à jour, le sous-mode FIX est quitté et la page CNI revient sur le DED. Des mises à jour de position OFLY peuvent être effectuées avec le train rentré ou sorti.

### Mise à jour Zero Velocity

Le pilote effectue une mise à jour ZVEL quand l'avion est au sol et ne bouge pas. ZVEL met à jour le système vitesse seulement et n'affecte pas la position actuelle estimée. Pour faire une mise à jour ZVEL, le pilote sélectionne le sous-mode ZVEL sur la page DED FIX (Figure 2-10) et la sélection de mode avec la touche M-SEL. Le sous-mode ZVEL doit rester sélectionné entre 40s et 2 mn pour de meilleurs résultats. Le pilote désélectionne ensuite ZVEL en appuyant sur M-SEL, en cliquant à droite sur SEQ ou en sortant de la page FIX. La mise à jour ZVEL est particulièrement utile quand un alignement dégradé a été accepté.



Figure 2-10 Mise à jour Zero Velocity

### Mise à jour de position FCR

Une mise à jour de position FCR est effectuée en utilisant le mode Ground Map (GM) du FCR pour visualiser un point de passage connu ou un point décalé pour mettre à jour l'erreur de position de l'INS. Le pilote sélectionne le mode FIX et sélectionne le sous-mode FCR (Figure 2-11). Il entre ensuite le numéro du point de passage avec le bouton INC/DEC, ou avec les touches de l'ICP puis ENTR. Le pilote déplace ensuite les curseurs radar du FCR pour les placer sur le point de passage ou le point décalé puis le désigne avec TMS vers l'avant. Quand ENTR est pressé, le delta position est mis à jour, le mode est désélectionné et le DED revient à la page CNI. Si le radar est déjà en mode de poursuite quand le pilote place les curseurs sur le point de passage, il n'est pas nécessaire de faire un TMS vers l'avant et le pilote peut appuyer sur ENTR immédiatement après que les curseurs aient été correctement positionnés.



Figure 2-11 Mise à jour de position FCR

## Mise à jour de position HUD

La mise à jour de position HUD est similaire à la mise à jour FCR sauf que le pilote est en vue du point de passage souhaité et qu'il place le losange sur le point de passage au lieu de placer les curseurs radar du mode GM dessus. Le système utilise les données visuelles du point de passage pour les corrections de distance et du mode AGR du radar pour des corrections d'altitude. Le pilote sélectionne le mode FIX et sélectionne le sous-mode HUD (Figure 2-12). Il entre ensuite le numéro du point de passage à utiliser pour mettre à jour la position. Le pilote localise ensuite le point de passage visuellement sur le HUD, place le losange dessus et le désigne (TMS vers l'avant). Il appuie ensuite sur ENTR pour mettre à jour les deltas position. Pour améliorer la précision, le pilote doit effectuer cette mise à jour selon un angle aussi bas qu'il le peut.

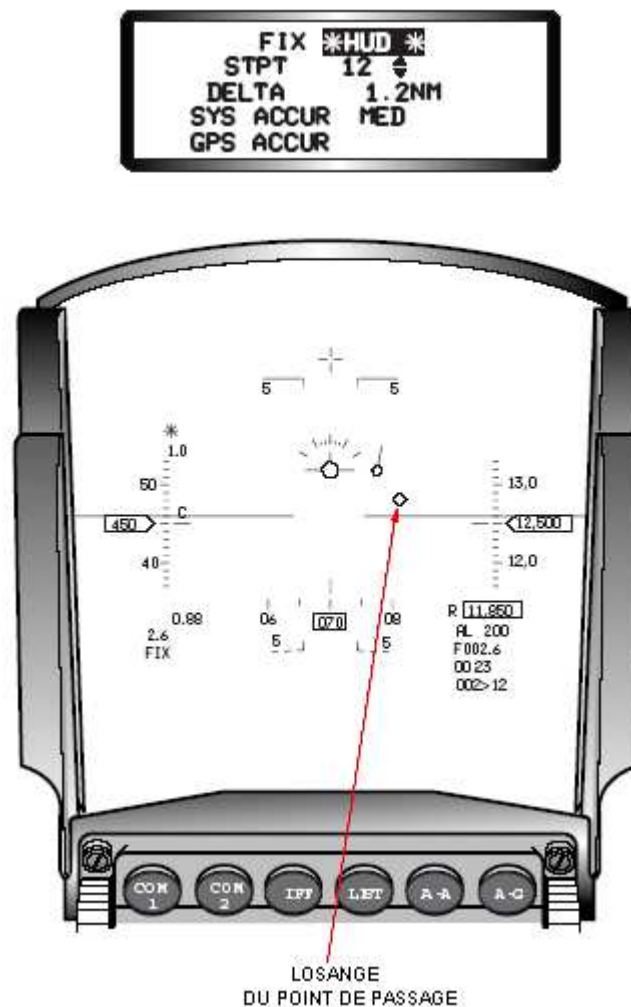


Figure 2-12 Mise à jour de position HUD

## Calibration d'altitude

La précision du largage de munitions air-sol est fonction du Calculateur de Mission Modulaire (MMC) estime l'altitude de l'avion (mieux connu sous altitude système). L'altitude système est utilisé pour positionner les symboles de but et des curseurs pour les modes de tir air-sol qui n'utilisent pas un capteur distance. Le MMC calcule continuellement l'altitude système en ajustant les données d'altitude du Calculateur de Données Air Central (CADC) pour les conditions de température actuelle et de pression atmosphérique. Le MMC mixe cette altitude ajustée avec la vitesse verticale de l'INS pour dériver une altitude système qui correspond rapidement au déplacement vertical de l'avion. L'estimée de l'altitude système peut être calibrée manuellement en utilisant les données reçues d'autres capteurs embarqués tels que l'altimètre radar (RALT), le FCR ou le HUD. Les procédures de mise à jour ACAL manuelle sont les mêmes que les procédures de mise à jour de position et une mise à jour de position et d'altitude peuvent être accomplies simultanément depuis la page ACAL.



Pour effectuer une mise à jour ACAL, le pilote sélectionne d'abord la page DED ACAL (Figure 2-13) en appuyant sur le bouton ACAL (9) de l'ICP. Quand la page ACAL s'affiche, le mode ACAL manuel est automatiquement sélectionné comme indiqué par le label surligné. Le pilote sélectionne ensuite le sous-mode ACAL (capteur à utiliser pour la mise à jour) avec l'une des touches 1 à 9 sur l'ICP et sélectionne ensuite le type de mise à jour ACAL en cliquant à droite sur SEQ pour passer en revue les options ALT (altitude seulement), BOTH (position et altitude) ou POS (position seulement). L'élévation connue (ELEV) doit être entrée par le point de visée ou le point de passage. Pour désélectionner/sélectionner ACAL manuel, le pilote appuie sur le bouton M-SEL de l'ICP.

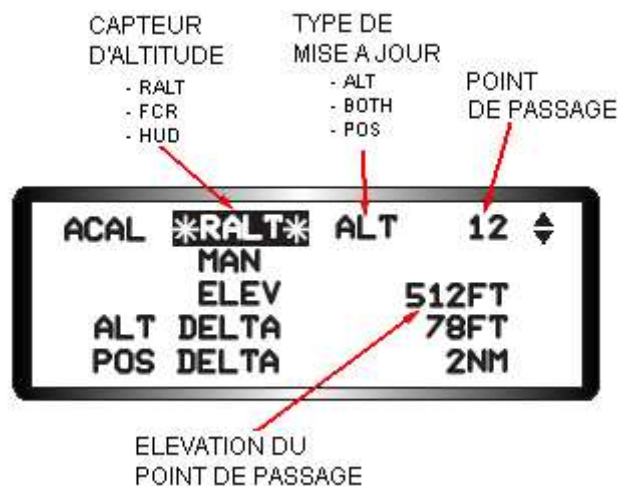


Figure 2-13 Page DED ACAL

### Calibration d'altitude RALT

La calibration d'altitude RALT est effectuée en utilisant l'altimètre radar (CARA) comme capteur de calibration d'altitude. En utilisant la page ACAL, le pilote effectue cela de la même manière qu'en mise à jour de position OFLY en volant directement au-dessus du point de passage et en désignant TMS vers l'avant. Ceci renseigne l'information d'altitude et met à jour le delta altitude. La calibration est terminée en appuyant sur ENTR.

### Calibration Altitude FCR

La calibration d'altitude FCR utilise le FCR comme capteur de calibration d'altitude et est effectuée à partir de la page ACAL en utilisant des procédures identiques à la mise à jour de position FCR. Le pilote sélectionne un point de passage connu et entre l'élévation connue. Il positionne ensuite le curseur FCR sur le point de passage, désigne puis appuie sur ENTR pour terminer la mise à jour du système.

### Calibration d'altitude HUD

La calibration d'altitude HUD utilise la visée du point de passage visuel avec le radar A-G mesurant comme capteur comme capteur de données et est effectuée depuis la page ACAL en utilisant les mêmes procédures que pour la mise à jour de position FCR. Le pilote aligne le symbole du point de passage HUD sur le point de passage connu, désigne avec TMS vers l'avant puis appuie sur ENTR pour terminer la mise à jour de l'altitude système.





## **ACAL Auto**

Quand le GPS a été implémenté dans le F-16, une fonction ACAL automatique a été implémentée pour tirer avantage de l'information verticale du GPS potentiellement plus précise. Avec l'ajout du Système de Terrain Digital, la fonction ACAL auto du MLU a été mise à jour pour inclure le DTS aussi bien que le GPS comme capteurs ACAL. De ce fait, le pilote n'a pas besoin d'effectuer des ACAL manuelles aussi fréquemment que dans le passé. Référez vous à la partie DTS pour plus d'informations sur la fonction ACAL auto.

## **Points de marquage**

Le système avionique stockera, de manière séquentielle, les coordonnées et altitudes de 5 points de passage en positions 26 à 30 comme points de marquage (Markpoints). Les points de marquage sont des points de passage que le pilote veut identifier pour une utilisation ultérieure soit en survolant le point soit en le désignant en utilisant le FCR ou le HUD pour identifier la position. Par exemple, si le pilote rencontre un obstacle terrain non répertorié et veut établir les coordonnées de la position, il peut survoler l'obstacle, activer le bouton MARK et ses coordonnées seront stockées dans les points de passages entre 26 et 30. Lors de la mission, le pilote peut sélectionner n'importe quel point de marquage (26 à 30) pour la navigation ou dans le but d'employer les armes. Si le pilote entre plus de 5 points de marquage, les coordonnées sont écrites par dessus les autres en commençant par le point de passage 26. Tous les points sélectionnés le long de la mission, incluant ceux effacés, seront récupérables depuis le DTC en fin de mission.

## **Point de marquage en Overfly**

Le pilote fait un marquage OFLY en survolant le point souhaité et en appuyant sur le bouton MARK (7) de l'ICP (Figure 2-14). En supposant qu'aucun point de marquage n'ait été choisi, quand MARK est pressé :

- Les coordonnées et altitude du point survolé sont stocké en tant que point de passage 26.
- La page DED MARK est affichée avec le mode OFLY sélectionné.
- Les coordonnées et l'altitude du point de marquage sont affichées sur la page MARK du DED.

Le pilote revient ensuite à la page CNI en cliquant sur le DCS vers la gauche sur RTN. Il peut ensuite sélectionner le point de passage 26 pour la navigation ou l'emploi des armes s'il le souhaite.

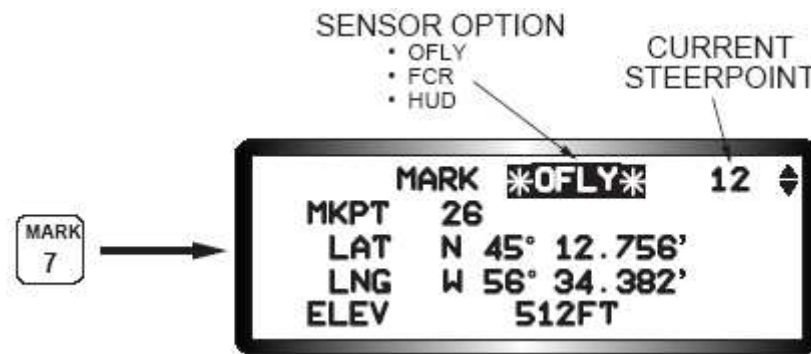


Figure 2-14 Page DED Markpoint

## Points de marquage FCR et HUD

Les options de capteur FCR et HUD sont choisies en sélectionnant l'option capteur souhaitée et la page MARK en cliquant sur le DCS vers la droite ou avec les touches 1 à 9 de l'ICP. Pour un MARK FCR, le pilote déplace ensuite le curseur FCR sur le point désiré, désigne puis appuie sur ENTR pour stocker le point de marquage. Dans le cas d'un MARK HUD, le pilote déplace le SPI sur le point désiré, désigne puis appuie sur ENTR pour stocker le point de passage. Le pilote peut faire un MARK dans n'importe quel Master Mode. Cependant, pour de meilleurs résultats lors d'un MARK FCR, il doit sélectionner le Master Mode qui permet au FCR d'être Fixed Target Track (FTT) ou un mode map, tel que GM, GMT, SEA ou BCN. Les infos FCR, qui sont utilisées dans les marquages FCR et HUD, ne sont pas disponibles en modes A-A. Si un marquage HUD ou FCR est tenté en Master Mode A-A, un MARK OFLY est automatiquement effectué.



## Gestion de l'énergie en croisière

Les options de gestion de l'énergie en croisière sélectionnées avec le bouton CRUS de ICP (5) donne au pilote une information de vol et des repères pour le timing, la distance max, l'autonomie max ou le pétrole total restant à chaque point de passage sélectionné. L'information est disponible sur les pages DED dans chaque Master Mode. Les pages DED de l'option CRUISE sont disponible en cliquant DCS vers la droite comme suit :

• TOS	Time Over Steerpoint	Repère de vitesse et ETA pour le point de passage.
• RNG	Maximum Range	Repère de vitesse et pétrole restant estimé verticale le point de passage pour une croisière à distance maximale à l'altitude actuelle.
• HOME	Fuel Over Home	Repère de vitesse, repère d'altitude, pétrole restant estimé verticale la base et altitude optimale vers le point de passage (base).
• EDR	Maximum Endurance	Repère de vitesse, direction du vent et vitesse et pétrole restant verticale du point de passage pour une croisière à autonomie maximale à l'altitude actuelle.

Une fois que le pilote a sélectionné la page option CRUS, il peut entrer un point de passage de 1 à 99 et obtenir l'information CRUS sur la page DED pour cette destination. Quand il utilise les options TS, RNG et EDR et qu'il change le point de passage sur la page DED CRUS, il change également le point de passage sélectionné puis sa solution de navigation. Quand il utilise l'option HOME, l'entrée du point Home (HMPT) sur le DED n'a pas d'effet sur le point de passage actuellement sélectionné et il peut changer la destination HMPT et observe les valeurs calculées pour ce point tout en navigation vers le point de passage actuellement sélectionné. Quand il sélectionne l'option CRUS, les repères appropriés du HUD seront également affichés.

Les repères HUD TOS sont disponibles dans tous les modes alors que les repères HUD RNG, HOME et EDR ne sont disponibles que dans les master modes NAV, Emergency Jettison et Selective Jettison seulement. Pour ces point de passage de 71 à 89 qui représentent les cibles mobiles, plus les cibles mobiles sont rapide plus la fiabilité de l'information de croisière diminue.

### Time Over Steerpoint (TOS)

La fonction de gestion d'énergie en croisière TOS fournit une heure d'arrivée estimée (ETA) au point de passage sélectionné en heure Hack ou système, comme sélectionné et une vitesse sol requise pour atteindre le point de passage sélectionné au TOS prévu. Le calcul est fait à partir de la position actuelle de l'avion par rapport au point de passage.



Le point de passage sélectionné, l'heure hack ou système, le TOS prévu, l'ETA au point de passage fonction des des conditions de vol actuelles et la vitesse-sol requise pour respecter le TOS sont affichés sur la page TOS CRUS du DED (Figure 2-15). Quand le mode TOS est sélectionné, un repère de vitesse est affiché sur l'échelle de vitesse du HUD qui représente la vitesse-air calculée (vitesse-sol (GS), Vitesseair -vraie (TAS) ou la vitesse-air corrigée (CAS) comme sélectionné) pour atteindre le point de passage au TOS prévu et le temps jusqu'au point de passage sur le HUD est remplacé par l'ETA au point de passage. Le pilote peut entrer les valeurs TOS pour chaque point de passage soit lors de la préparation de la mission et les charger avec le DTC, ou manuellement en utilisant l'UFC et la page TOS CRUS du DED.

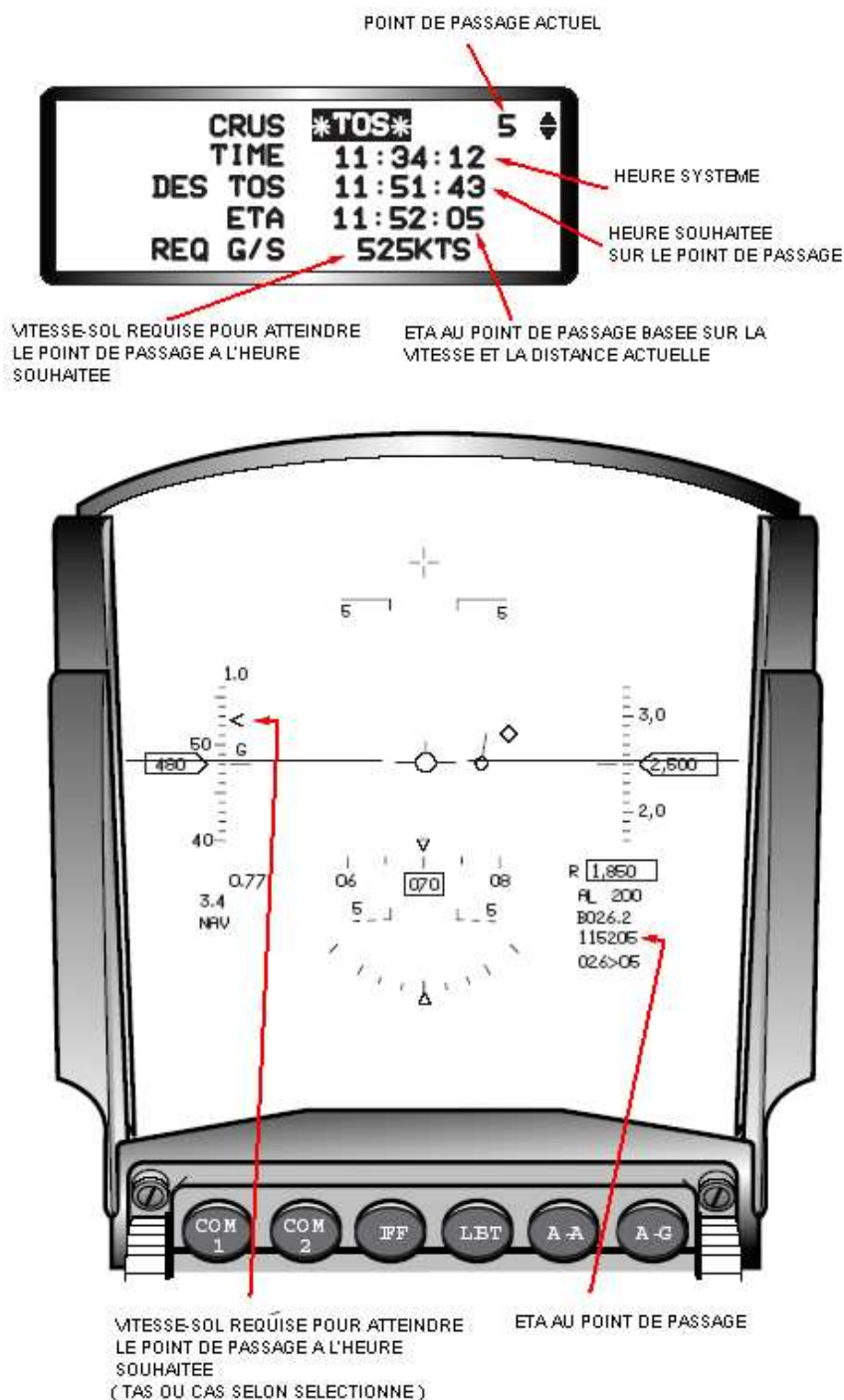


Figure 2-15 Option TOS CRUS





## Range (RNG)

L'option RNG du DED fournit le pétrole restant au point de passage sélectionné basé sur la consommation actuelle, la vitesse-air, le vent et l'altitude (Figure 2-16). Le vent actuel est également affiché. Quand l'option RNG est sélectionnée, un repère de vitesse pour une distance franchissable maximale, basé sur le vent et l'altitude actuelle est affiché sur le HUD. Le pilote ajuste sa vitesse sur celle indiquée par le repère pour atteindre la distance franchissable max à l'altitude actuelle.

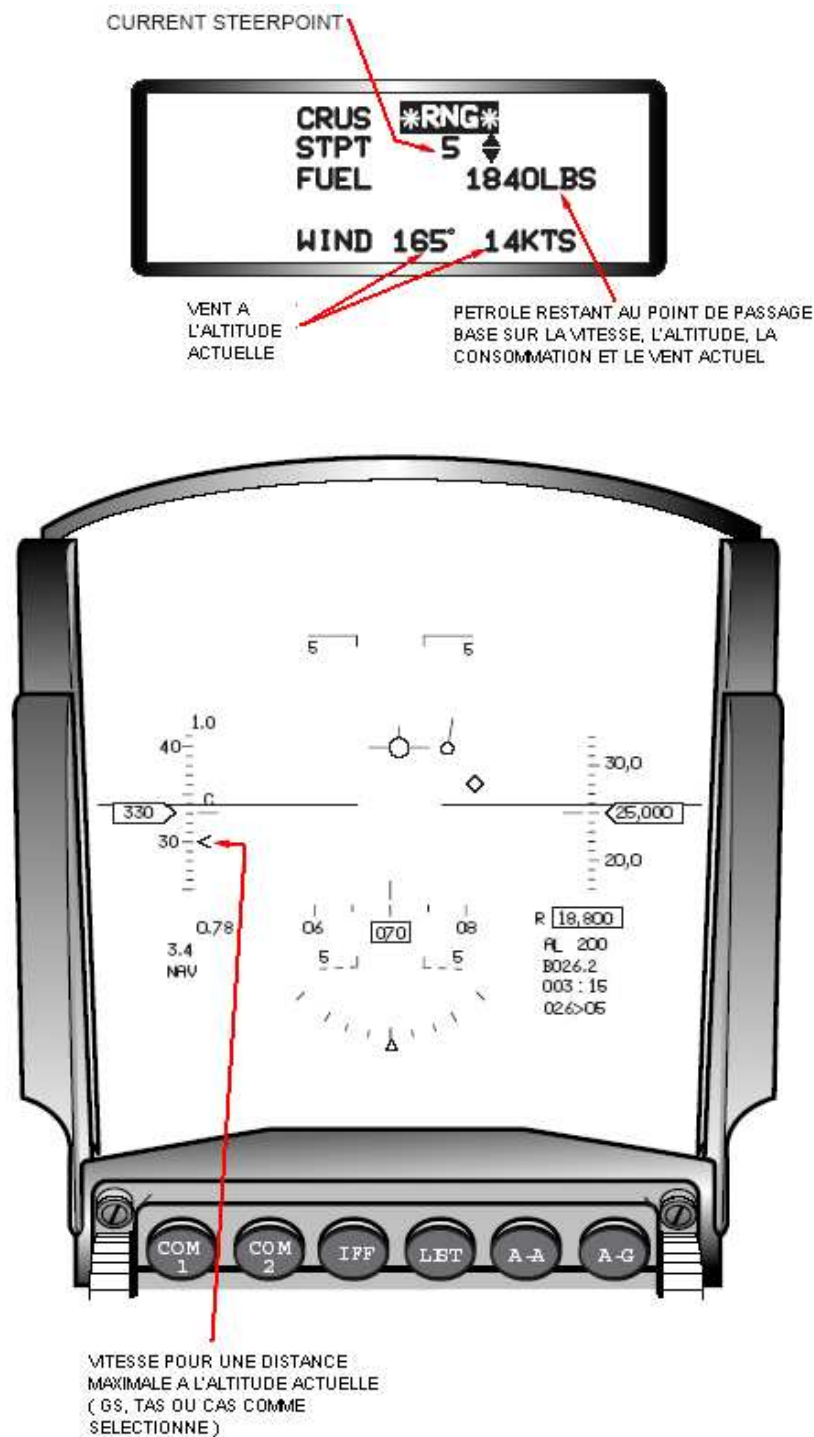


Figure 2-16 Option RNG

L'option EDR fournit au pilote une aide de vitesse pour voler à l'endurance maximale à l'altitude actuelle (Figure 2-17). Le numéro de Mach de l'endurance max, le vent à l'altitude actuelle et le temps estimé jusqu'au « BINGO FUEL » à la consommation actuelle sont affichés sur la page EDR CRUS du DED. Quand l'option EDR est sélectionnée, un repère de vitesse est affiché sur le HUD indiquant la vitesse-air à adopter pour atteindre une autonomie maximale à l'altitude actuelle.





## Home (HOME)

L'option HOME fournit au pilote une aide de vitesse et d'altitude pour adopter un profil de retour à la base en utilisant le moins de pétrole possible (Figure 2-18). La trajectoire comprend une montée Plein Gaz Sec (PGS) avec un minimum de pétrole ou une descente idle (tout réduit) à l'altitude optimale, si besoin, un segment de montée croisière là où l'altitude augmente au fur-et-à-mesure que le pétrole est brûlé et une descente idle vers un point 5000 ft au-dessus du point de passage de la base. Avant de sélectionner ce mode, le pilote peut continuer à naviguer vers le point de passage sélectionné et sélectionner des points Home différents sur la page HOME du DED pour visualiser le pétrole estimé à chaque point d'atterrissage différent. Quand le mode est sélectionné, le point de passage actuel devient le point de passage sélectionné et les repères de vitesse et d'altitude apparaissent sur le HUD pour fournir une aide pour adopter le profil de trajectoire.

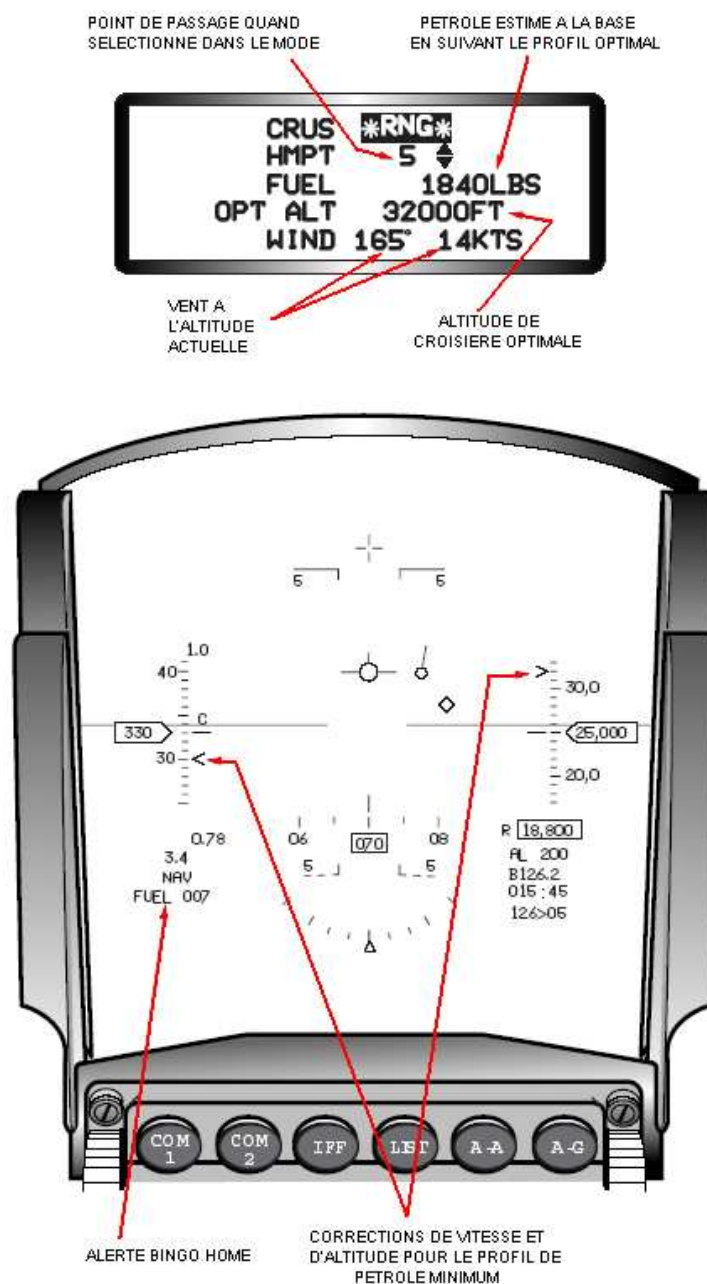


Figure 2-18 Option HOME



Le pétrole estimé au dessus du point Home est calculé quelque soit le mode CRUS en cours d'utilisation. Si le pétrole estimé au point Home entré sur la page DED HOME est inférieur à 800 lbs, un affichage d'alerte « FUEL » clignotant suivi du pétrole restant estimé à ce point en centaines de lbs est affiché en fenêtre 15 du HUD. Au même moment, le VMU fournit un message vocal (BINGO-BINGO) dans le casque. L'alerte Bingo Home peut être stoppée en sélectionnant WARN RESET sur le bouton DRIFT Cut-Off (C/O). Ceci enlèvera le message vocal et l'affichage FUEL mais le pétrole estimé restera affiché sur le HUD.

## Considérations spéciales

Les considérations spéciales de la gestion d'énergie en croisière sont les suivantes :

- Si l'avion est nettement en retard ou en avance sur la zone cible, la vitesse-sol peut ne pas être possible à atteindre ; de plus, la vitesse-sol requise limitée entre 70 et 1700 kts.
- Si le point de passage n'est pas atteint par un heure spécifiée, le repère de vitesse HUD reste positionné au sommet de l'échelle jusqu'à ce qu'un nouveau point de passage soit sélectionné.
- Si une coupure d'alimentation du MMC survient, l'heure de la journée doit être vérifiée et corrigée.
- Si les échelles de vitesse et d'altitude sont enlevées, les aides de vitesse et d'altitude ne seront pas affichées.
- Excepté le Bingo Fuel, qui est basé sur la lecture du totaliseur carburant, les calculs de gestion d'énergie sont basés sur les données de performances stockés dans le MMC et les données de trainée et de poids dérivés de l'inventaire d'emport.
- Sélectionner une autre option CRUS désélectionne automatiquement l'option actuelle ; cependant, sélectionner une page croisière différente ne désélectionne pas l'option actuelle.
- Si le bouton priorité CRUS est pressé quand la page CNI est affichée, la page DED associée avec l'option de croisière est accédée. Si aucune option croisière n'est sélectionnée, la page TOS CRUS sera affichée.
- Avec le train d'atterrissage sorti, les repères d'atterrissage de vitesse et d'altitude sont enlevés du HUD.
- Les valeurs de carburant au point Home peuvent être négatives. Si le pétrole est insuffisant pour atteindre le point Home, la valeur du pétrole au point Home sera inférieure à zéro.
- Les valeurs de gestion d'énergie de croisière sont calculées en se basant sur les suppositions suivantes :
  - Le pétrole estimé au point Home est basé sur la trajectoire optimale. Les repères HUD doivent être suivis pour atteindre le point Home avec le pétrole estimé.
  - Les données de performance stockées dans le MMC collent aux performances de l'avion ; ainsi, des modifications qui affectent la performance, telles que des modifications moteur et de nouveaux emports, nécessitent une mise à jour du MMC OFP.
  - L'inventaire des emports actuels est chargé dans le MMC.
  - Le vent est constant entre la position actuelle et la position du point de passage.





## Navigation Aérienne Tactique (TACAN)

Le système de Navigation Aérienne Tactique (TACAN) est mis en marche et coupé à partir du bouton de contrôle du volume TACAN sur le panneau Audio 2 sur la console de gauche. Les entrées pour contrôler les systèmes TACAN et ILS sont faites au moyen de l'UFC. Le pilote sélectionne la page TACAN/ILS en appuyant sur le bouton T-ILS (1) de l'ICP. Les astérisques seront initialisés sur la zone d'entrée de données. Les modes TACAN sont sélectionnés avec DCS droit. Pour changer un canal TACAN, le pilote entre le canal désiré (1 à 3 chiffres) puis appuie sur ENTR. Après avoir entré le canal, les astérisques restent sur cette zone (Figure 2-19).

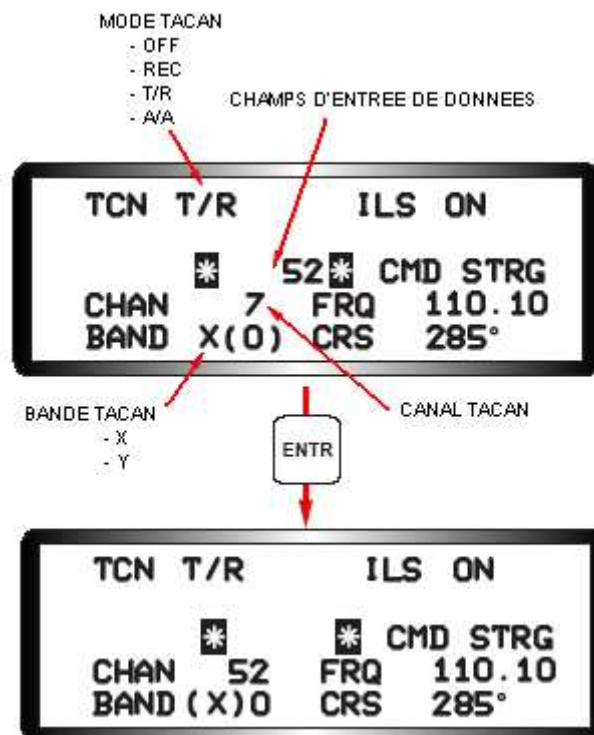


Figure 2-19 Changer le canal TACAN



Pour changer la bande TACAN, entrez « 0 » sur la zone d'entrée de données puis appuyez sur ENTR (Figure 2-20).

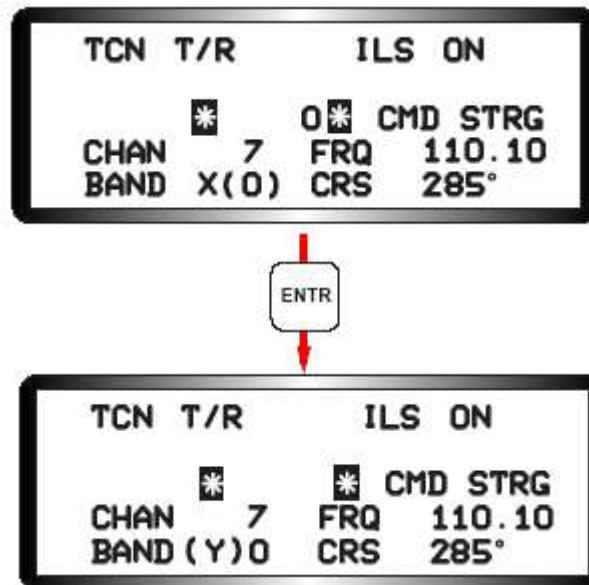


Figure 2-20 Changer la bande TACAN

Pour effectuer une navigation tactique, le pilote sélectionne la position TCN sur panneau de sélection de mode instruments puis suivez les repères de navigation sur le HSI (Figure 2-21). Il n'y a pas de repère de navigation TACAN sur le HUD.

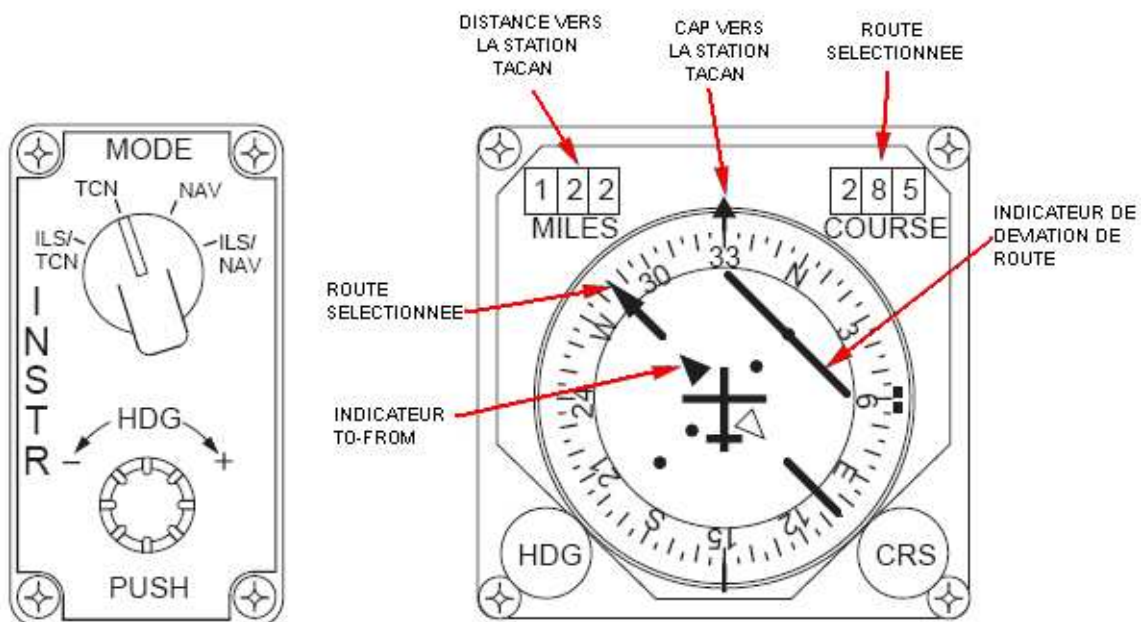


Figure 2-20 Indications HSI TACAN



## Système d'Atterrissage aux Instruments

Le système d'atterrissage aux instruments (ILS) est utilisé pour effectuer des approches aux instruments de précision en utilisant les repères d'azimuth (localizer) et de site (Glide) du cockpit indépendants de tout radar de précision d'aérodrome. Le système utilise des fréquences VHF de 108.10 à 119.95 MHz. L'ILS est mis sur marche et arrêté en utilisant le bouton de contrôle de volume ILS sur le panneau Audio 2 de la console de gauche. Le système est contrôlé depuis la page T-ILS du DED, qui est accessible en utilisant le bouton T-ILS sur l'ICP (Figure 2-22).

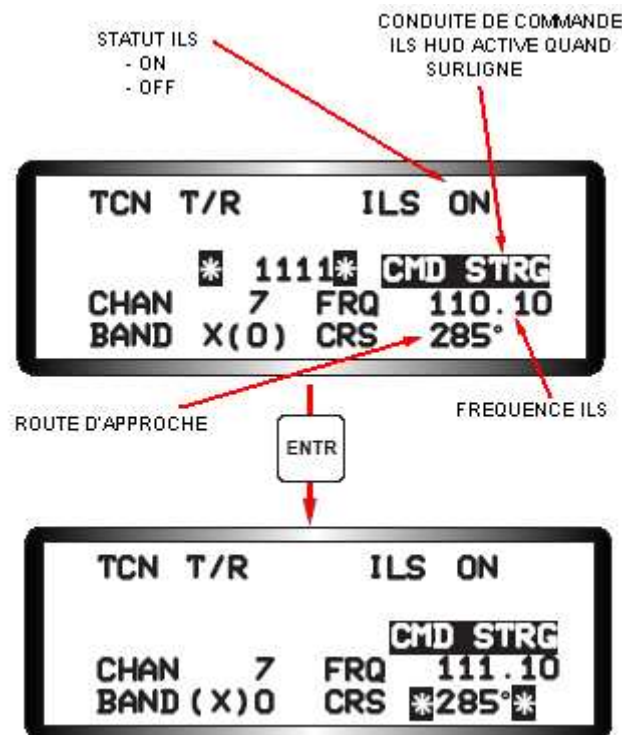


Figure 2-22 Changer la fréquence ILS

Les repères de conduite (CMD STRG) sont automatiquement sélectionnés à la mise en marche du MMC mais peuvent être désélectionnés/sélectionnés en positionnant les astérisques autour de CMD STRG puis en appuyant sur le bouton M-SEL. Le pilote règle l'ILS en entrant la fréquence ILS à 4 chiffres dans la zone d'entrée de données puis en appuyant sur ENTR. Le système reconnaît qu'une fréquence ILS a été entrée et que les astérisques passent sur la fenêtre route (CRS). Le pilote entre ensuite la route avec le clavier de l'ICP puis ENTR. Le réglage CRS sur le DED n'est pas connecté au réglage CRS du HSI. Pour un affichage constant de l'ILS, le cap d'approche de l'ILS doit être réglé sur le DED et le HSI.

Les repères ILS sont présentés sur le HUD et le HSI. Quand le sélecteur de mode d'instrument est positionné sur ILS/NAV, les repères ILS sont affichés sur le HUD et la distance STPT et l'information de cap sont affichés sur le HSI (Figure 2-23).

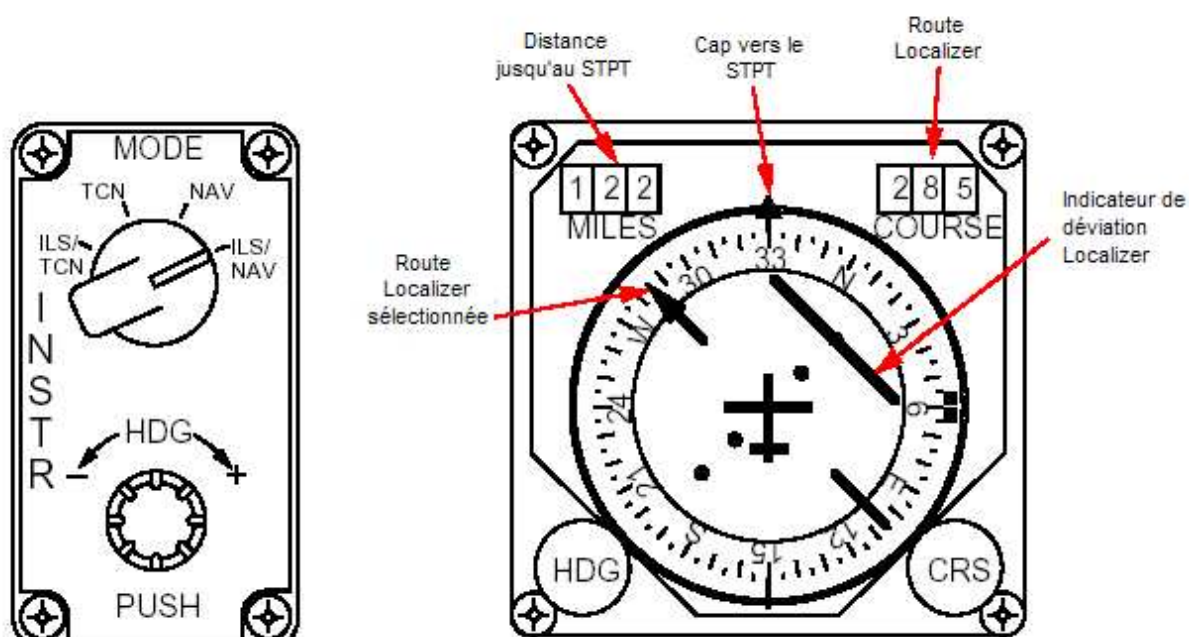


Figure 2-23 Sélecteur mode instruments ILS/NAV

Quand le sélecteur de mode d'instruments est positionné sur ILS/TCN, les repères ILS sont affichés sur le HUD et la distance TACAN et l'information de relèvement sont présentées sur le HSI (Figure 2-24).

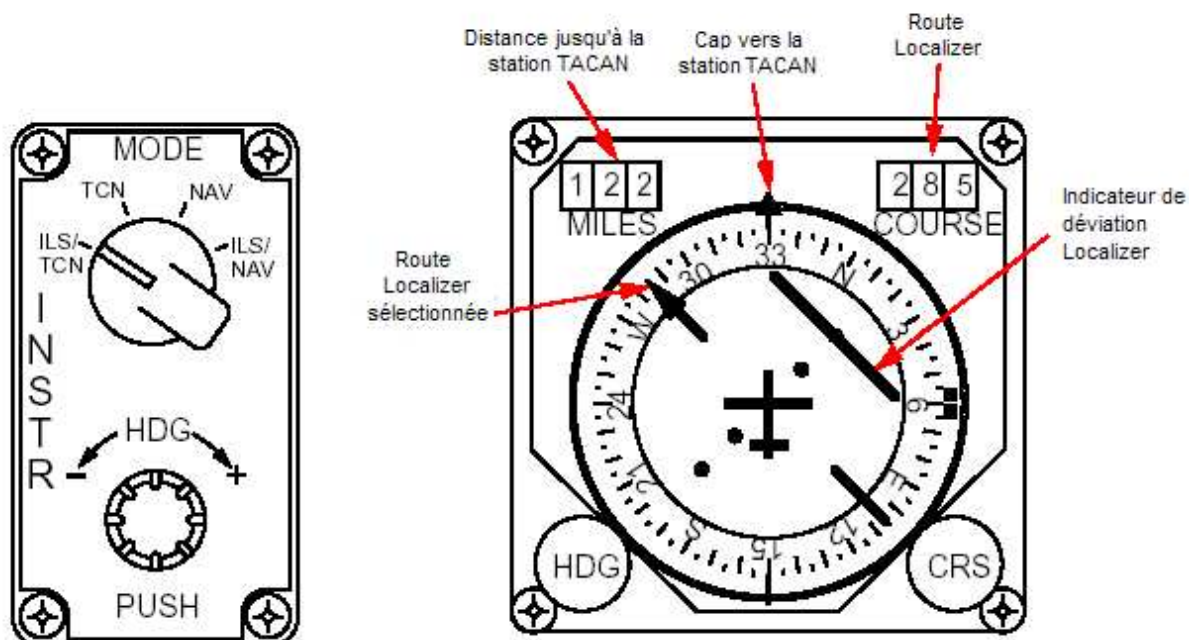


Figure 2-24 Sélecteur mode instruments ILS/TCN





Il est important de remarquer que l'information Localizer brute est affichée sur le HUD et sur le HSI mais le repère de conduite de commande (quand sélectionné sur marche) est affiché seulement sur le HUD. Le repère de conduite de commande est un cercle similaire au grand cercle de conduite (tétard) mais n'a pas de queue. Quand le glideslope est intercepté, une petite queue apparaît sur le repère de conduite de commande et le repère se déplace de bas en haut pour indiquer les corrections requises pour intercepter et maintenir la route localizer et le glideslope pour une approche ILS (Figure 2-25).

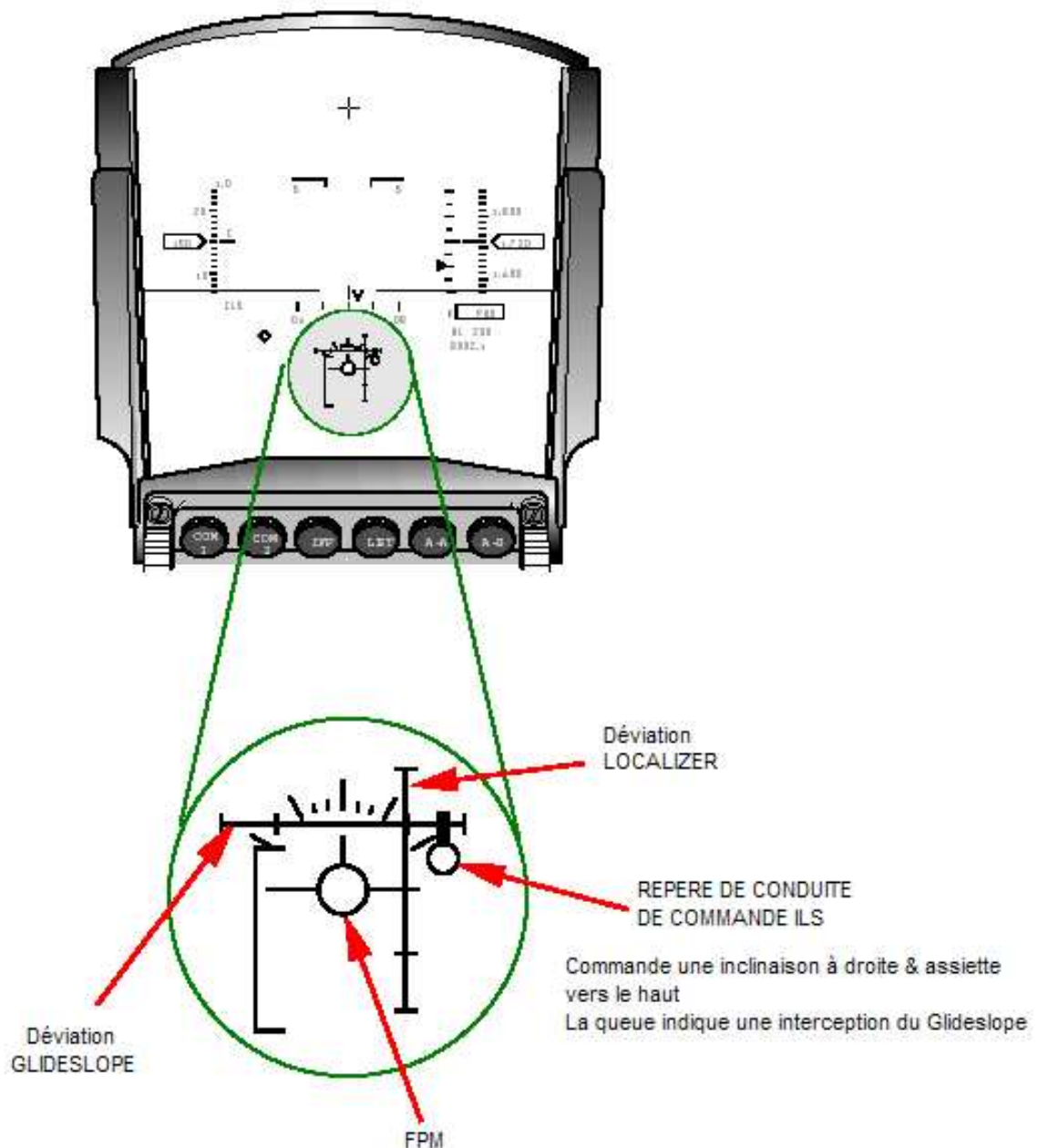


Figure 2-25 Symbologie HUD ILS



## Système de Positionnement Global (GPS)

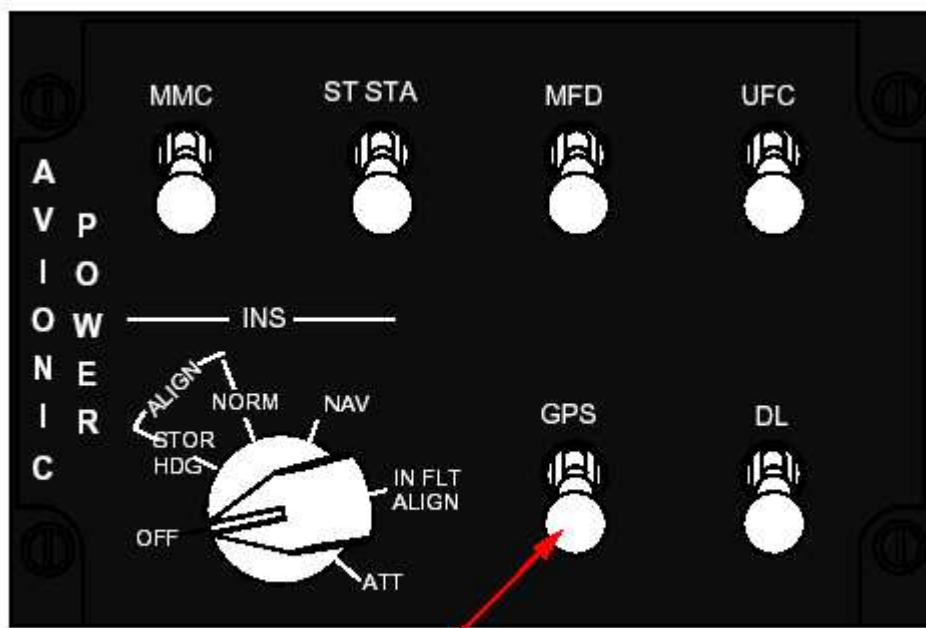
### Description

Le GPS est un système de navigation passif, résistant au brouillage, tout-temps qui reçoit et envoie des transmissions RF depuis des satellites en orbite. De multiples satellites sont placés en orbites de 12h répartis sur plusieurs plans d'orbites pour fournir une couverture de navigation mondiale. Les satellites comprennent une horloge de précision atomique utilisée pour générer des signaux d'heure précis. Chaque satellite transmet un message de navigation qui inclut un code de synchronisation, une heure de transmission, un comportement de l'horloge, une position satellite et une information d'état et de statut. Le GPS reçoit et procède au message de navigation depuis de multiples satellites pour déterminer le temps de propagation du message (du satellite à l'avion). Cette différence de temps est utilisée pour déterminer la position de l'avion et sa vitesse.

Pour fournir une visibilité optimale vers les satellites de navigation, l'antenne GPS est située sur le dessus du fuselage, derrière le cockpit. Une antenne de circuit réception contrôlé (CRPA) est montée dans le panneau d'accès à la baie d'armement du F-16C. A cause des limitations d'espace, une antenne de circuit réception fixe (FRPA) est montée sur l'arrière de la verrière sur le F-16D. La CRPA est une antenne multi-éléments avec réception qui peut être contrôlée pour annuler des signaux dans une direction d'une source brouillée. La FRPA est une antenne à élément unique qui n'a pas de capacité de résistance au brouillage.

Le récepteur radio procède à des signaux de fréquence radio pour extraire des données digitales contenues dans le message satellite de navigation. Le récepteur identifie un message satellite particulier en accordant le code de synchronisation dans le message avec le code prévu pour ce satellite. Quatre des canaux sont utilisés pour acquérir simultanément et poursuivre quatre satellites différents. Le cinquième canal est maintenu en secours et est également utilisé pour surveiller d'autres satellites qui sont visibles mais ne peuvent être poursuivis. Quand le récepteur poursuit quatre satellites, une position précise, une vitesse et une heure sont fournis aux sous-systèmes de l'avion par le bus MUX 1553.

L'alimentation du GPS est contrôlée depuis le bouton GPS sur le panneau d'alimentation avionique (Figure 2-26).



Bouton d'alimentation GPS

Figure 2-26 Panneau d'alimentation avionique

## Entrée de données GPS

Pour permettre une utilisation optimale, le GPS nécessite trois ensembles de données à la mise sous tension : données almanac GPS, variables cryptées (clés) GPS et données d'initialisation GPS (latitude, longitude, altitude, vitesse, cap, heure et date). Habituellement, il n'est pas nécessaire de charger les données almanac pour des missions d'entraînement normales. Les données almanac sont chargées lors de l'installation de maintenance et sont retenues à chaque cycle de mise sous tension. Cependant, l'almanac GPS et les données de variable cryptées peuvent être chargées en appuyant sur l'OSB GPS sur la page DTE du MFD (Figure 2-27). Les données d'almanac permettent au GPS de localiser et d'acquérir les satellites pour la navigation, ce qui améliore la performance de temps de réaction du GPS. Les clés permettent au GPS de décoder correctement les messages de navigation du satellite quand les fonctions de cryptage des données sont utilisées par les satellites. Les clés et les paramètres de données almanac ne peuvent pas être vérifiées directement dans le cockpit ; cependant, des indications indirectes sur le statut et la qualité des données (décrites dans la prochaine section) sont disponibles via le DED et les MFD.

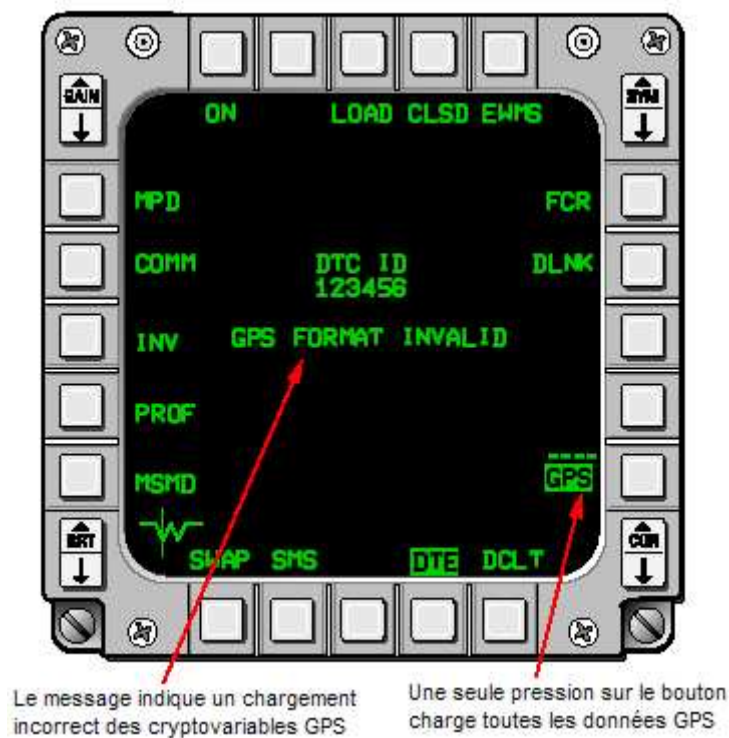


Figure 2-27 Page DTE de chargement de données GPS

L'entrée manuelle des données d'initialisation GPS ne sera pas normalement requise dans la routine ; cependant, une initialisation manuelle fait partie de l'installation et des procédures de maintenance du GPS et est effectuée via l'UFC (Figure 2-28). Ces paramètres sont entrés après que la maintenance ait été effectuée sur le GPS ou si les batteries du GPS sont épuisées. Entrer ces paramètres entraîne que le GPS commence une nouvelle séquence d'acquisition satellite après que la page d'initialisation GSP (INIT) ait été quittée ou que le mode Display/Enter (DISPL/ENTR) ait été désélectionné.



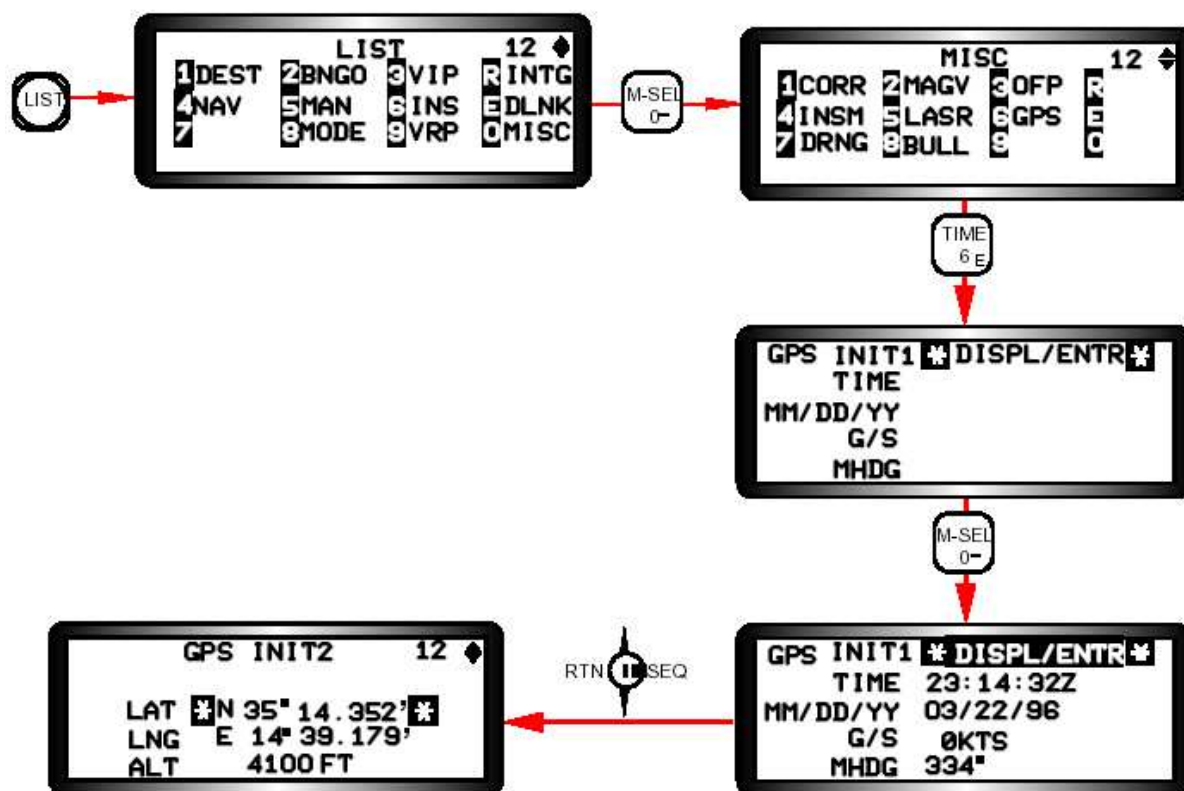


Figure 2-28 Initialisation manuelle GPS

## Statut de navigation

Le système avionique utilise les informations du GPS et de la Centrale de Navigation Inertielle (INS) pour conserver une position estimée de l'avion. Cette estimée est référencée comme la solution de navigation. Pour intégrer l'information depuis ces deux sources et déterminer la solution de navigation, le système utilise un filtre Kalman. De même, pour assurer une précision de la solution de navigation, le système utilise l'information de modèle de performance INS en conjonction avec les données GPS (si la précision du GPS est HIGH) pour déterminer le comportement de dérive de l'INS. De cette façon, le système peut continuer à être précis même avec une perte de l'information GPS. Le GPS est facile d'utilisation mais doit être vérifié à chaque vol. Après un alignement INS valide, mettez sous tension le GPS et sélectionnez la page NAV STATUS sur le DED (Figure 2-29). Cette page affiche la précision du système de navigation et de la solution GPS estimée par le filtre Kalman. Cette page est aussi affichée pour contrôler et afficher les jours de durée de mission GPS et les rapport de statut en clé cryptovariables.

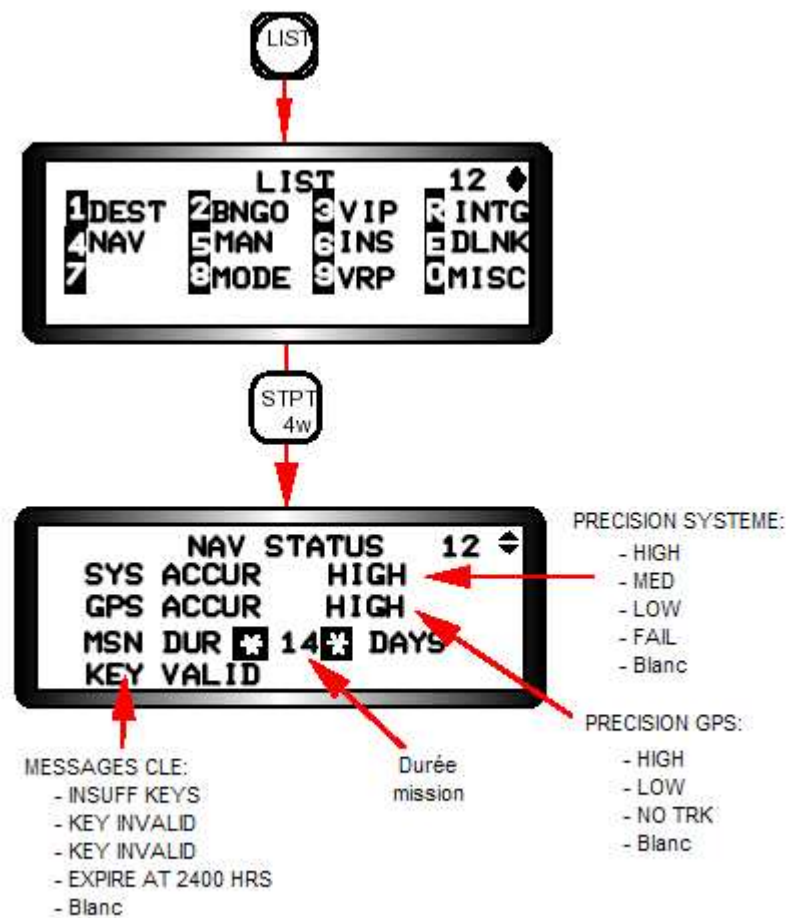


Figure 2-29 Page statut GPS NAV

Les précisions du système de navigation ('SYS ACCUR) comprennent :

- HIGH – Erreur de position inférieure à 300 ft.
- MED – Erreurs de position de 300 à 6000 ft.
- LOW – Erreurs de position supérieures à 6000 ft.
- Blank – Pas de solution du système de navigation ( ..... INS seulement).
- FAIL – Solution de navigation inutilisable.

Les précisions de navigation GPS (GPS ACCUR) comprennent :

- HIGH – Erreur horizontale inférieure à 300 ft.
- LOW – Précision dégradée et non utilisé pour mettre à jour la position système.
- NO TRK (track) – Le GPS ne traque pas de satellites.
- Blank – GPS éteint ou en cours de test.



La page NAV STATUS fournit également le statut des clés cryptovariables via les messages suivants :

MSN DUR XX DAYS – Indique le nombre actuel de jours de durée de mission avec les clés.

INSUFF KEYS – Clés insuffisantes pour la durée de mission actuelle.

KEY NOT VERIFIED – Clé du jour en cours d'utilisation mais non vérifiée ; précision inconnue.

KEY INVALID – Clé du jour invalide/données GPS inutilisables.

KEY VALID – Clé du jour valide/utilisateur autorisé.

EXPIRE AT 2400 HRS – Les clés expirent à 24h00, heure de Greenwich.

Blank – Durée de mission à zéro ou GPS en cours de test.

## Commandes de navigation

La page NAV COMMANDS (Figure 2-30) permet au pilote de sélectionner un mode de filtre de navigation et de remettre à zéro le GPS, si besoin.

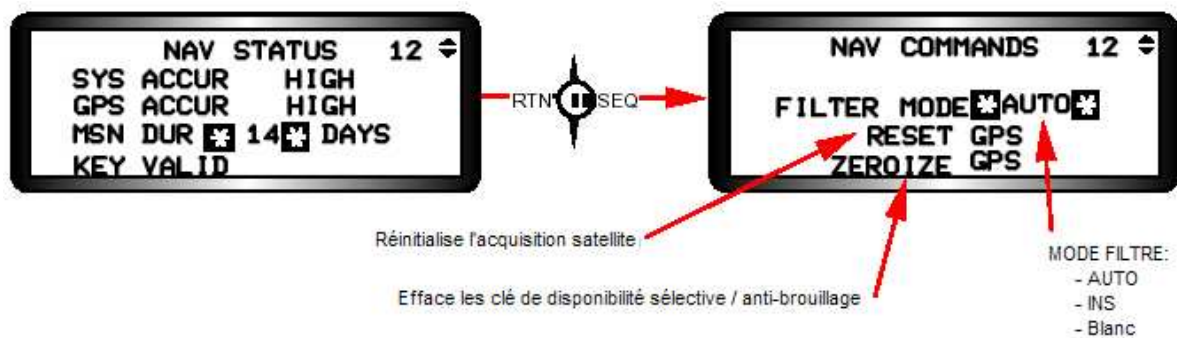


Figure 2-30 Page de commandes de navigation



Les fonctions NAV COMMANDS sont :

## **FILTER MODE**

Positionnez les astérisques sur la zone FILTER MODE et appuyez sur une des touches 1 à 9 de l'ICP pour passer entre AUTO et INS. AUTO fournit un processus automatique du GPS, des données INS et des mises à jour manuelles pour dériver la solution de navigation système. L'INS est une option secours utilisée pour récupérer quand des données GPS invalides transmises par erreur ; le filtre n'utilisera pas les données GPS quand il est dans ce mode.

## **RESET GPS**

Positionnez les astérisques autour de RESET GPS et appuyez sur le bouton M-SEL pour remettre à zéro manuellement le GPS. Cette fonction réinitialise la séquence d'acquisition de satellite, si le GPS est mis en marche dans un hangar (les satellites ne peuvent pas être acquis tant que l'antenne est dans le hangar), ce qui entraîne un délai de 90 mn dans la séquence d'acquisition une fois à l'extérieur du hangar.

NOTE : Quand l'avion est mis en route dans un hangar ou dans un endroit où le GPS ne peut pas acquérir de satellites, il n'y a plus besoin de réinitialiser la recherche GPS après que l'avion ait roulé de la zone. Le GPS est remis à zéro automatiquement tout seul pour la recherche d'acquisition quand la vitesse de roulage devient supérieure à 5 kts, le GPS est en mode NAV et aucun satellite n'est poursuivi. Une seule remise à zéro automatique du GPS sera effectuée par cycle d'alimentation du calculateur de conduite de tir (FCC) et la capacité de remise à zéro manuelle du GPS reste disponible. Quand une remise à zéro automatique se produit, le label RESET GPS sur la page NAV COMMANDS se surligne pendant tout le temps que le GPS est en mode d'initialisation (environ 4s). Le GPS peut encore être remis à zéro manuellement en positionnant les astérisques autour de RESET GPS puis en appuyant sur M-SEL.

## **ZEROIZE GPS**

Positionnez les astérisques autour de ZEROIZE GPS puis appuyez sur M-SEL pour effacer les clés cryptovariables (effacer est aussi possible via le bouton master zeroize).





## Système de Terrain Digital (DTS)

### Vue d'ensemble

Le Système de Terrain Digital (DTS) est un terme qui identifie une collection de « fonctions capteurs » qui utilisent les données d'élévation du terrain digital (DTED) et les données d'obstruction verticale digitales (DVOD) pour fournir au F-16 des solutions de navigation et d'altitude plus précises. Le système a été installé sur les F-16 de l'USAF premièrement pour réduire le nombre d'incidents de vols contrôlés contre le sol (Controlled Flight Into Terrain - CFIT). Cependant, le DTS fournit d'autres capacités inhérentes qui seront abordées dans cette section.

Il y a 4 composants de base au DTS :

- 1) Périphérique de mémoire de masse : Le module de transfert de données (DTC) du DTS (DTS/DTC) est un DTC standard avec mémoire accrue et son propre processeur DTS dédié. Il sert de périphérique de stockage de mémoire de masse pour le système de terrain digital du Block 50 et du MLU. Les données d'obstacle et de terrain digital sont stockées comme une carte de vol digitale (DFM) dans le DTS/DTC. La DFM peut être visualisée comme information « capteur » pré-stockée et comprend normalement une zone géographique de 480 NM x 480 NM. Les DFM seront construites au niveau de l'unité en utilisant les capacités du Système de Support de Mission de l'Air Force (AFMSS), du Système de Support de Mission/Planification de Mission Assistée par Ordinateur au Niveau Base Aérienne (MSS/CAMPAL) ou d'autre système de planification de mission compatibles. Les données du terrain digital et des données d'obstacle provenant de la DFM sont dérivées du DTED et les données d'obstruction verticale (VOD) fournies par les bases de données et périodiquement mises à jour par l'Agence de Cartographie de la Défense (DMA). Le DTED est ..... puis compressé avant d'être stocké comme donnée terrain dans le DTS/DTC. Les VOD incluent des caractéristiques d'obstruction telles que des tours, des câbles électriques, des bâtiments et des forêts qui dépassent en hauteur une valeur de seuil au-dessus du sol. Ces données, avec d'autres données d'obstruction localement disponibles, sont ajoutées aux données du terrain dans le DTS/DTC pour terminer le processus de construction DFM.
- 2) Processeur DTS dédié : Le processeur héberge le logiciel d'application DTS (DTSAS) et accède à la DFM construite pour créer un modèle de terrain local pour soutenir les fonctions DTS.
- 3) Logiciel d'application DTS (DTSAS) : Le DTSAS utilise les données DFM pour la zone aux abords de la position actuelle de l'avion et construit un modèle de terrain qui est utilisé pour produire des sorties pour les fonctions DTS. Le DTSAS est résident dans le processeur DTS/DTC.
- 4) Conseils, alertes et repères : Le DTSAS fournit des données que le calculateur avionique convertit en données de conseils, d'alerte et de repère cockpit appropriés. Le HUD, le VMU, le MFD et le DED sont utilisés pour afficher l'information DTS.



Le Système de Terrain Digital comprend 5 fonctions primaires : la Navigation référencée au Terrain (TRN) ; le Système d'Alerte et de Prévision des Collision Terrain (PGCAS) ; le système de Repérage et d'Alerte d'Obstacle (OW/C) ; Le repérage de terrain de la base de données (DBTC) et les capacité de télémessure passive (PR) pour l'entrée des calculs de largage d'armement. Toutes les fonction, sauf la PR, ont été intégrées au MLU. Les fonctions et leurs affichages respectifs et les mécanismes de conseils sont abordés ci-dessous.

## Navigation Référencée au Terrain (TRN)

Le TRN est la fonction DTS qui fournit les données de position de l'avion référencées au terrain pour l'utilisation par les autres fonctions DTS. La fonction TRN enregistre la position de l'avion par rapport à une base de données terrain stockée dans la mémoire de masse du DTS/DTC en estimant les erreurs INS en utilisant les observations de l'altimètre radar du terrain local. Les mesures de l'altimètre radar (observations) sont corrélées avec la base données terrain pour arriver à une position horizontale (X, Y) et verticale (Z) estimée (Figure 2-31). La fonction TRN estime également la précision de sa propre incertitude de position horizontale et verticale (données HPU et VPU respectivement). La HPU est l'estimation TRN de la précision de sa propre solution de position X et Y et peut être vue comme une probabilité d'erreur circulaire (CEP) du TRN. La VPU est l'estimation de la précision linéaire de la solution de l'axe TRN Z et peut être vue comme une sorte de valeur « plus ou moins ». Une incertitude de position basse indique une grande confiance dans la précision des estimées de position respectives. Le tableau 2-1 montre les valeurs d'incertitude et leurs taux de confiance associé.

<b>Incertainitude de position horizontale (HPU)</b>	<b>Confiance de position horizontale</b>	<b>Incertainitude de position verticale (VPU)</b>	<b>Confiance de position verticale</b>
0 - 395 ft	High (H)	0 – 20 ft	High (H)
395 - 655 ft	Medium (M)	21 – 40 ft	Medium (M)
> 655 ft	Low (L)	> 40 ft	Low (L)

Tableau 2-1 Valeurs d'incertitude et confiance de position

Le pilote « initialise » TRN en insérant (et bloquant) le DTS/DTC dans l'Unité de Transfert Digital (DTU) puis en alignant l'INS. Le positionnement TRN est accompli en recevant initialement la position de l'avion depuis l'Unité de Navigation Inertielle (INU). Une fois que la position INS de l'avion est établie dans la DFM, l'algorithme TRN crée un profil terrain en lisant la mesure jusqu'au sol de l'altimètre radar d'altitude combinée (CARA). Le TRN compare ensuite ce profil terrain récupéré de la base de donnée d'élévation du terrain stockée dans la DFM. Les résultats de cette comparaison sont ensuite « superposés » à la base de données pour établir la position TRN estimée de l'avion comme illustré ci-dessous.

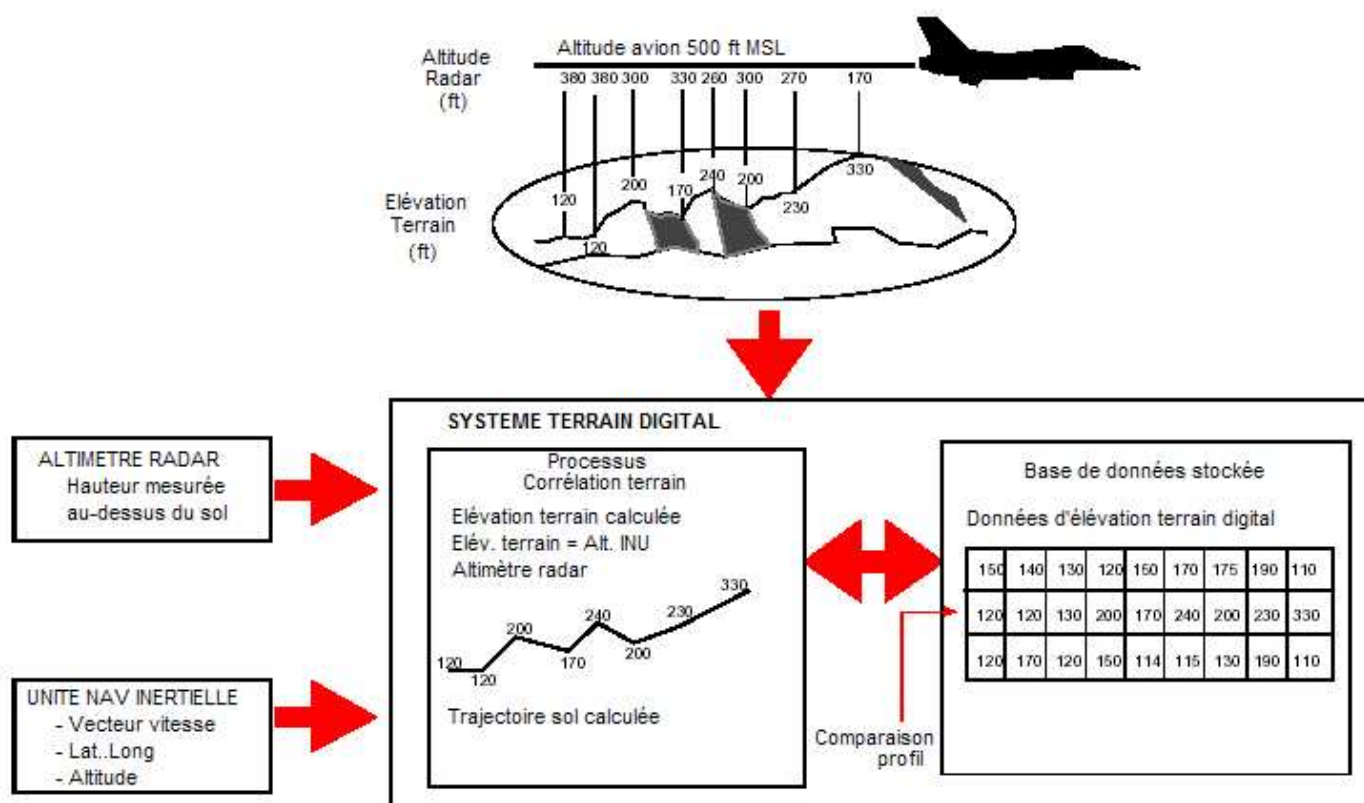


Figure 2-31 Processus de corrélation du terrain

La performance et l'utilité de toutes les autres fonctions DTS dépend de comment la précision de la fonction TRN peut déterminer la position de l'avion. La précision TRN est premièrement dépendante de la précision de la base de données du terrain stocké en interne, la précision des mesures de l'altitude radar et les caractéristiques du terrain survolé. Une corrélation TRN est plus facile à effectuer quand le terrain survolé a des caractéristiques qui permettent une corrélation unique avec la base de données du terrain. Par exemple, une estimation de la position de l'avion considérablement plus précise est atteinte quand vous survolez des reliefs bien définis en terrain montagneux où un DTED précis est disponible à l'opposé d'un relief montagneux faiblement vallonné ou relativement plat tel que des déserts ou des plans d'eau.

La fonction TRN doit constamment recevoir des données INS valides pour une utilisation correcte. Le TRN n'est pas disponible quand les données INS sont invalides, quand l'altitude avion est supérieure à 50 000 ft MSL, quand la vitesse-sol est supérieure à environ 640 kts ou inférieure à 150 kts, quand l'avion vole en-dehors de la DFM ou qu'une défaillance du DTS a été détecté dans le DTS/DTC. Toutes les fonctions sont désactivées quand le TRN n'est pas disponible ou n'a pas établi la position dans la base de données.

## Affichages TRN et conseils

Les affichages DTS associés au TRN et les conseils peuvent être trouvés premièrement sur le HUD et l'UFC/DED. Il y a 7 messages de statut système DTS qui peuvent être affichés sur le HUD comme montrés sur la figure 3-32. Un de ces messages, DTS FIX, est situé environ au centre du champs du HUD. Les 6 messages restants sont affichés en bas à gauche du HUD. Les messages HUD de statut du système DTS apparaissent selon la priorité suivante :



- (1) **DTS FIX** : Ce message apparaît en clignotant au centre du HUD quand la fonction TRN est repassée du mode Track (TRK) à Acquisition (ACQ). TRK signifie que le TRN situe idéalement (ou en poursuite) la position de l'avion au sein de la base de données. ACQ signifie que le TRN ne peut pas situer idéalement la position de l'avion au sein de la base de données. ACQ surviendra quand les incertitudes de position horizontale et/ou verticale dépasseront 655 ft et 40 ft respectivement ou qu'un alignement en vol est cours d'exécution. Si la précision du système de navigation de l'avion est sur HIGH (page DED NAV STATUS), le système avionique envoie automatiquement une mise à jour de position au TRN pour l'assister pour revenir en mode Track. Si la précision du système de navigation de l'avion est autre que HIGH quand le message DTS FIX s'affiche, le pilote doit faire une mise à jour de position automatique pour mettre à jour la solution de navigation de l'avion qui, à son tour, mettra à jour la position de l'avion dans la base de données et aidera le TRN à rétablir la poursuite. Si le TRN ne passe toujours pas en poursuite, le pilote peut tenter de voler au-dessus d'un relief accidenté si possible. Le message DTS FIX continuera à être affiché jusqu'à ce que le TRN soit passé en mode poursuite (Track). Cependant, le message peut être enlevé du centre du HUD en appuyant sur le bouton WARN RESET de l'UFC. Appuyer sur le bouton WARN RESET change le message en état stable et le déplace sur le côté gauche du HUD. Afin de réduire dégager le HUD, le message DTS FIX est enlevé quand Dogfight ou canon A-A est sélectionné.
- (2) **GND PROX** : Ce message est affiché quand une alerte PGCAS (une croix sur le HUD et le MFD et un VMU « Pull-up – Pull-up ») est émise.
- (3) **OFF MAP** : Off Map est affiché quand l'avion évolue hors de la DFM. Ce message se remet à zéro automatiquement quand l'avion est manœuvré à nouveau dans la DFM.
- (4) **NO GPW** : Est affiché quand une fonction PGCAS n'a pas été sélectionnée ou quand la fonction TRN peut ne pas supporter l'utilisation PGCAS.
- (5) **NO RALT** : NO RALT est affiché quand les données CARA sont invalides ou indisponibles. Les données RALT peuvent être invalides ou indisponibles à cause de dysfonctionnements CARA ou que l'avion évolue hors des limites d'assiette, d'inclinaison ou de roulis du système CARA.
- (6) **NO OWC** : Est affiché quand le DTS est opérationnel mais inutilisable pour supporter les fonctions OWC.
- (7) **NO DTS** : Ce message est affiché quand la capacité DTS hostée dans le DTS/DTC n'est pas opérationnelle. Note : Un échec à bloquer le DTS/DTC dans le DTU peut aussi entraîner un message NO DTS sur le HUD.





De nombreuses fonctions nouvelles ont été ajoutées à l'UFC pour fournir des capacités pour surveiller le fonctionnement DTS, changer des fonctions DTS et mettre à jour les positions horizontale et verticale.

37

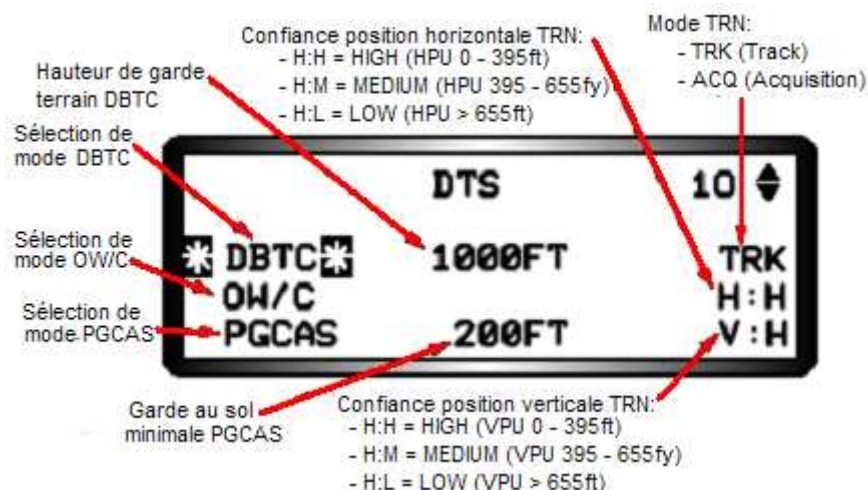


Figure 2-33 Page DED DTS Priority

**Auto ACAL :** L'Auto ACAL met à jour automatiquement et continuellement l'altitude système soit en utilisant les données GPS ou DTS tant qu'elles sont disponible. Il y a 3 modes Auto ACAL possibles : GPS, DTS ou BOTH. La fonction ACAL utilise les données verticales DTS seulement quand DTS est sélectionné, les données verticales GPS seulement avec le GPS sélectionné ou les données verticales les plus précises avec BOTH sélectionnées. En Master Mode A-G avec BOTH sélectionné, le MMC utilise les données verticales DTS au lieu des données GPS quand la fonction TRN rapporte une confiance de position verticale élevée. L'Auto ACAL est automatiquement sélectionnée soit quand le GPS est sur « ON » et que le filtre NAV est sur « AUTO » soit quand le DTE est sur « ON » et que le DTS est opérationnel. Si les conditions ci-dessus sont respectées, l'Auto ACAL sera par défaut sur le dernier mode ACAL sélectionné. Le MMC calcule l'altitude système basée sur les paramètres suivants :

- Auto ACAL GPS : L'erreur verticale estimée du GPS (EVE) doit être de 50 ft ou moins quand vous êtes en Master Mode A-G ; 100 ft ou moins pour les autres Master Modes.
- Auto ACAL DTS : L'incertitude de position verticale du DTS (VPU) doit être de 20 ft ou moins quand vous êtes en Master Mode A-G ; 100 ft ou moins pour les autres Master Modes.
- Auto ACAL BOTH : La VPU DTS du TRN doit être inférieure ou égale à 20 ft quand vous êtes en Master Mode A-G. Si ce n'est pas le cas et que le GPS est inférieur ou égal à 50 ft, ce sont les données les plus précises qui sont utilisées. Les données les plus précises sont utilisées quand, dans tous les autres Master Modes, et que soit la VPU DTS TRN est inférieure ou égale à 20 ft soit la EVE GPS est inférieure ou égale à 100 ft.

Dans l'éventualité qu'aucun des paramètres ne soit rencontré, aucune calibration d'altitude système n'est faite.

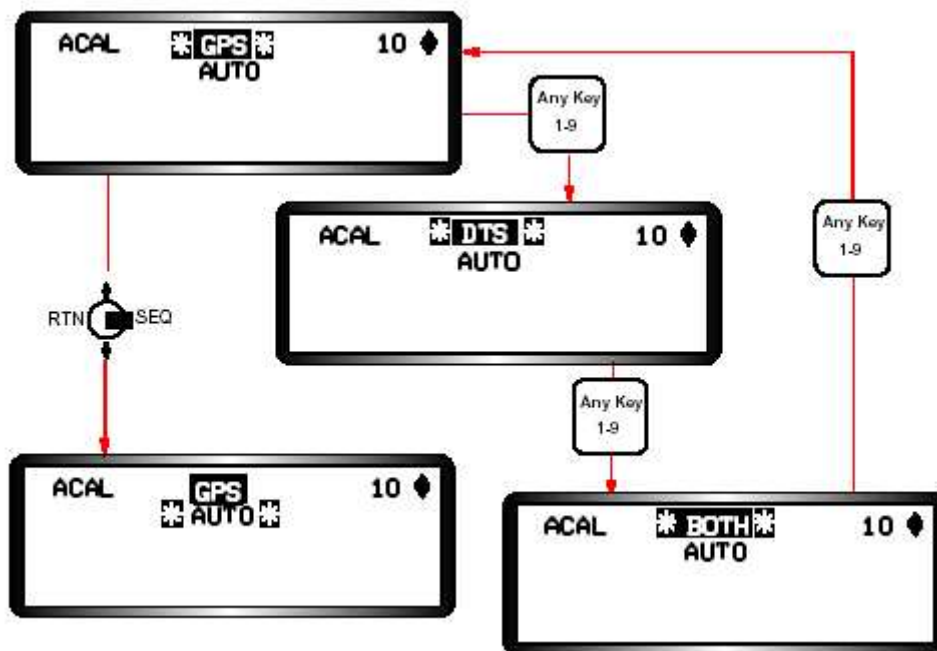


Figure 2-34 AUTO ACAL

**Système d'évitement de collision avec le sol prévisible (PGCAS) :** La fonction PGCAS DTS améliorera de façon significative la capacité PGCAS du F-16 en enregistrant le calcul de ressource de l'avion sur un terrain en 3D et un modèle d'obstacle au lieu de la terre plane actuellement utilisée, sans hypothèse d'obstacle. Une fois que la fonction TRN a précisément enregistré la position de l'avion par rapport au terrain survolé, le DTS scanne un corridor (Figure 2-35) dans la DFM stockée et développe un profil d'obstacle-terrain du « pire » en 2D à partir des données contenues dans le corridor. La lognueur du corridor, qui varie entre 2.2 et 4.8 Nm, assure que des conseils PGCAS précis et opportuns sont fournis pour le terrain et les obstacles situés à moins de 10s de vol de l'avion. La largeur du corridor PGCAS fournit une capacité de « vision dans le virage ». La taille totale de la zone scannée est ajustée en fonction de la vitesse inertielle totale de l'avion, de la précision de position horizontale et du taux de virage instantané de l'avion.



La zone scannée définit les données qui seront utilisées pour générer le profil du "pire" en 2D

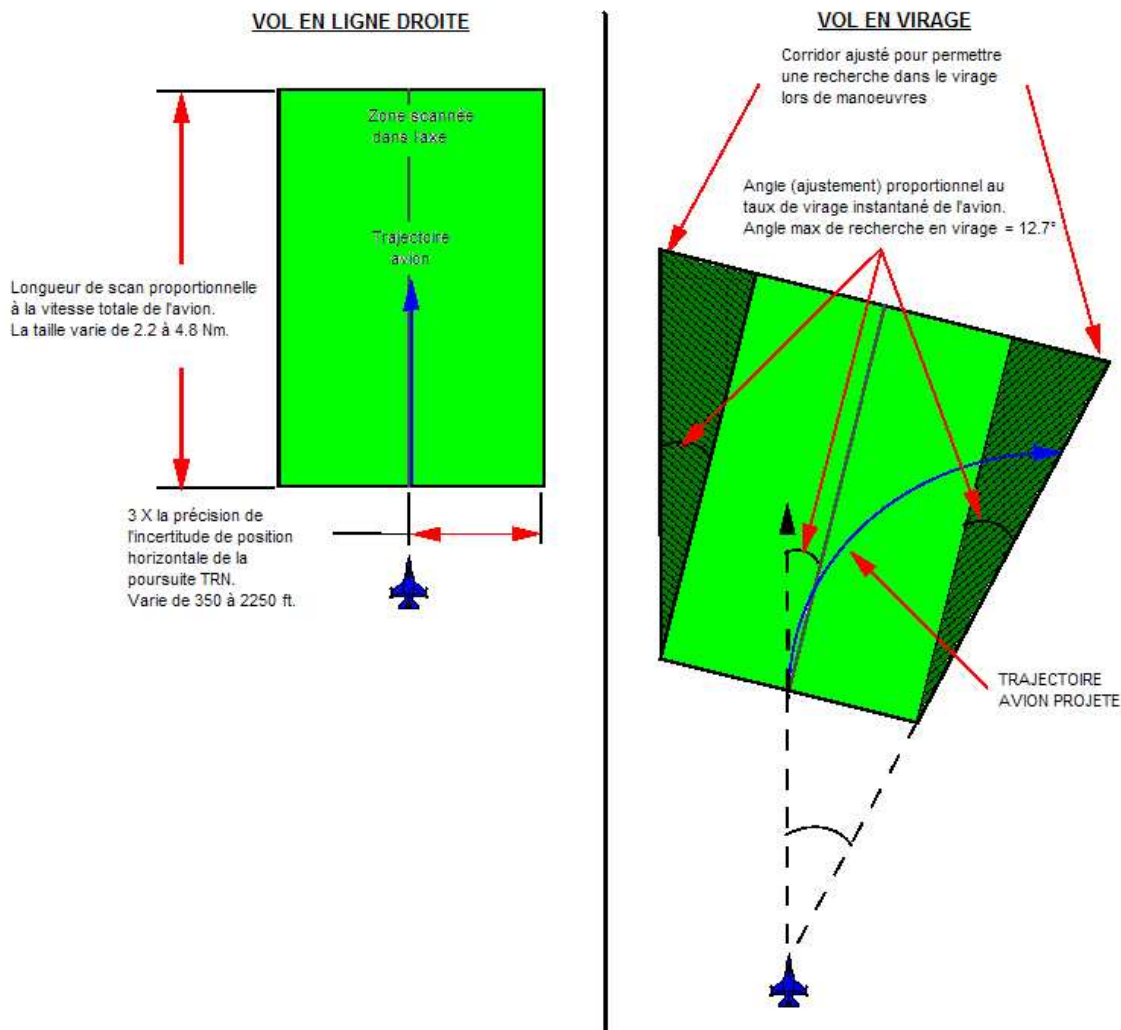


Figure 2-35 Zone scannée

L'algorithme PGCAS fournit des entrées au calculateur avionique du F-16 qui générera les conseils HUD, MFD et VMU au pilote quand la trajectoire prévue de l'avion rentre dans les paramètres de garde terrain minimale sélectionnable (MTC), obstacles compris. La prédiction de trajectoire de l'avion prend en compte les performances Catégorie III (CAT III) et inclut le temps pour le pilote de réagir aux conseils PGCAS DTS, un ressourcement de 4G et la supposition que l'avion réponde. La fonction TRN ajuste en interne les calculs MTC basée sur la précision de la position verticale estimée TRN. De plus, l'algorithme PGCAS inclut une capacité de regard vers l'avant basée sur la vitesse qui assure que l'avion sera dégagé de tout terrain ou obstacle qui est à plus de 6000 ft au-dessus du point le plus bas dans la courbe de ressourcement de l'avion prévue. La fonction PGCAS DTS est opérationnelle quand le train d'atterrissage est rentré et que la fonction TRN est en poursuite. Le profil de ressourcement PGCAS DTS est illustré sur la Figure 2-36.



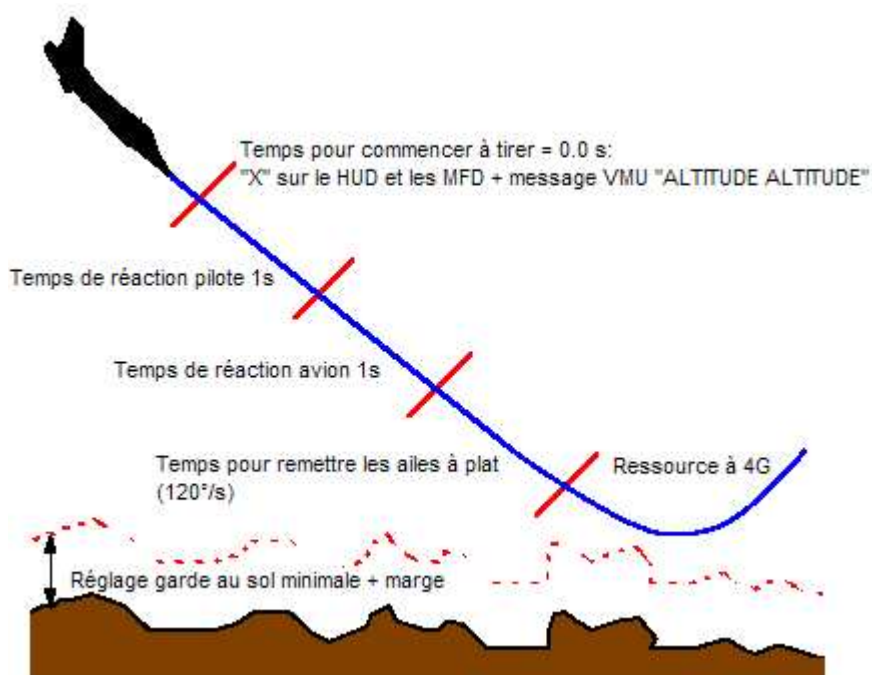


Figure 2-36 Profil de ressource PGCAS DTS

**Conseils et affichages PGCAS DTS :** Les conseils et affichages DTS liés au PGCAS peuvent être trouvés premièrement sur le HUD puis le DED. Les fonctions PGCAS sont contrôlées depuis la page DTS Priority du DED, Figure 2-33. La fonction PGCAS est sélectionnée en faisant DCS vers le bas pour placer les astérisques sur le label PGCAS puis en appuyant sur le bouton M-SEL, ce qui le surligne. L'altitude MTC est initialisée à 200 ft AGL à la mise en marche du MMC. La MTC peut être changée avec DCS-bas pour placer les astérisques sur le champs PGCAS MTC, puis en entrant l'altitude AGL souhaitée de 50 à 9999 ft par incréments de 1 ft puis en appuyant sur ENTR. Si DBTC est engagé, la MTC PGCAS se basera sur la hauteur de garde au sol minimale DBTC (TCH) au lieu de celle par défaut ou la MTC précédemment sélectionnée. Cette sélection automatique de la MTC ne peut pas être surpassée tant que la fonction DBTC est active. La MTC affichée sur la page DTS Priority sera utilisée dans tous les Master Modes excepté en A-G quand les angles de piqué sont inférieurs à 20°, que les inclinaisons sont inférieures à 40° et que la vitesse est supérieure à 325 KCAS. Dans ces situations, le MMC remet automatiquement à zéro la MTC à 50 ft pour réduire les fausses alertes. Le MMC ramènera automatiquement les calculs PGCAS à la dernière MTC entrée (comme précédemment sélectionnée par le pilote ou la fonction DBTC) quand les conditions de vol ci-dessus cessent d'exister et que l'altitude AGL actuelle de l'avion est au-dessus de la dernière MTC entrée. Des mises en marche du MMC au sol pendant que l'INU est en phase d'alignement (pas en NAV) entrainera que le MMC se remettra à zéro sur une MTC précédemment sélectionnée de 200 ft. Cependant, les réglages MTC seront retenus jusqu'au décollage ou une mise en marche au sol du MMC. Les alertes de la fonction de conseils d'évitement du sol (GAAF) du F-16 sont indépendantes de la fonction PGCAS du DTS ou des réglages MTC.



Puisque la fonction PGCAS prévoit que le passage par l'avion de la MTC est imminente, le calcul d'un « temps pour commencer à tirer » (TTGTP) est utilisé pour déterminer quand exécuter une alerte préparatrice et un ordre au pilote. 2s avant le TTGTP, une croix « X » est placée sur chaque MFD. Quand la TTGTP atteint 0s, le système émet un message vocal « Pull-up, Pull-up » une croix « X » est placée sur le HUD, Figure 2-37. En conjonction avec la croix du HUD, un message GND Proximity (PROX) est placé en bas à gauche du HUD et la croix des MFD continue à clignoter. En supposant que la fonction GAAP n'ait pas été activée, le message GND PROX fournit une indication que les alertes sont générées depuis la fonction PGCAS.

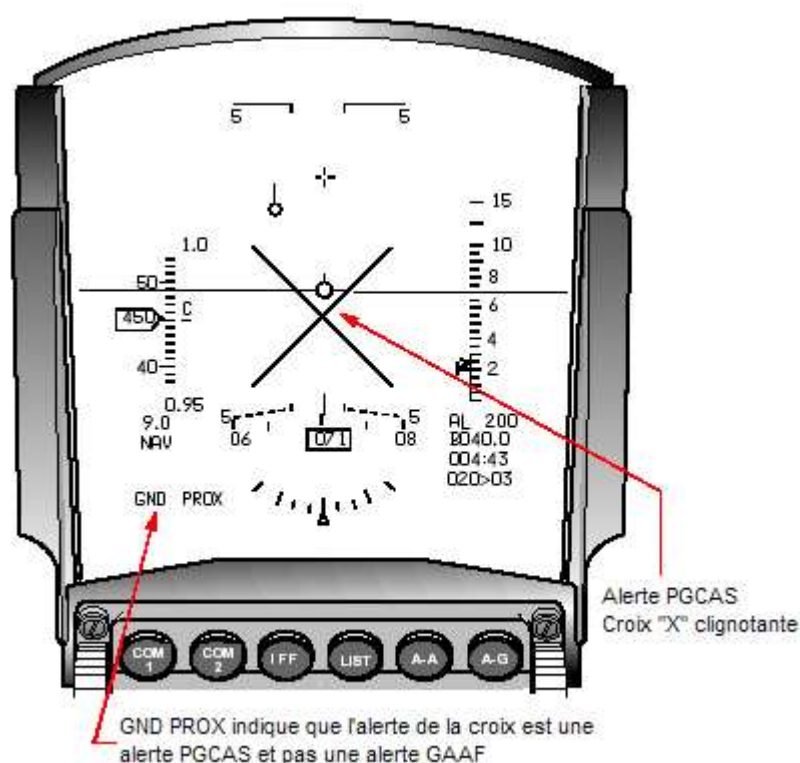


Figure 2-37 Repères d'alerte HUD PGCAS

**Repères et alertes d'obstacle (OW/C) :** La fonction OW/C fournit au pilote avec des conseils sur les obstacles de construction humaine en tête haute ou sur la trajectoire (ou adjacents) de l'avion. L'OW/C permet de conseiller par rapport à des obstacles soit que le pilote ne peut voir de part les conditions visuelles (soleil bas...) ou que d'autres capteurs ne peuvent détecter. La fonction OW/C fonctionne en scannant les obstructions sur zone de forme trapézoïdale de la partie avant de la DFM, à gauche et à droite de la trajectoire actuelle de l'avion comme montré en Figure 2-38. L'origine de la zone scannée est la position estimée TRN de l'avion dans la base de données. La taille de la zone scannée est de 2.2 Nm et ne change pas avec la vitesse de l'avion. La zone scannée en largeur est directement proportionnelle à la HPU --- plus la HPU est petite, plus la zone scannée est étroite. Des extension d'ailes à 7° depuis la base de la zone scannée jusqu'aux bords d'attaque terminent la zone scannée OW/C. Les ailes fournissent une capacité de « vision dans le virage » limitée similaire à la zone scannée du PGCAS. La zone scannée OW/C est orientée le long de la trajectoire de l'avion en vol en ligne droite et est tournée dans la direction du virage à un maximum de 5.7° pour fournir angle de vision dans le virage de 12.7°.



La hauteur de garde au sol DBTC (TCH) si la fonction DBTC a été sélectionnée, ou 500 ft si DBTC n'a pas été sélectionnée, est ajoutée à la hauteur de chaque obstacle situé dans la zone scannée pour atteindre une « hauteur ajustée d'obstacle ».

La zone scannée définit les données qui seront utilisées pour générer le profil du "pire" en 2D

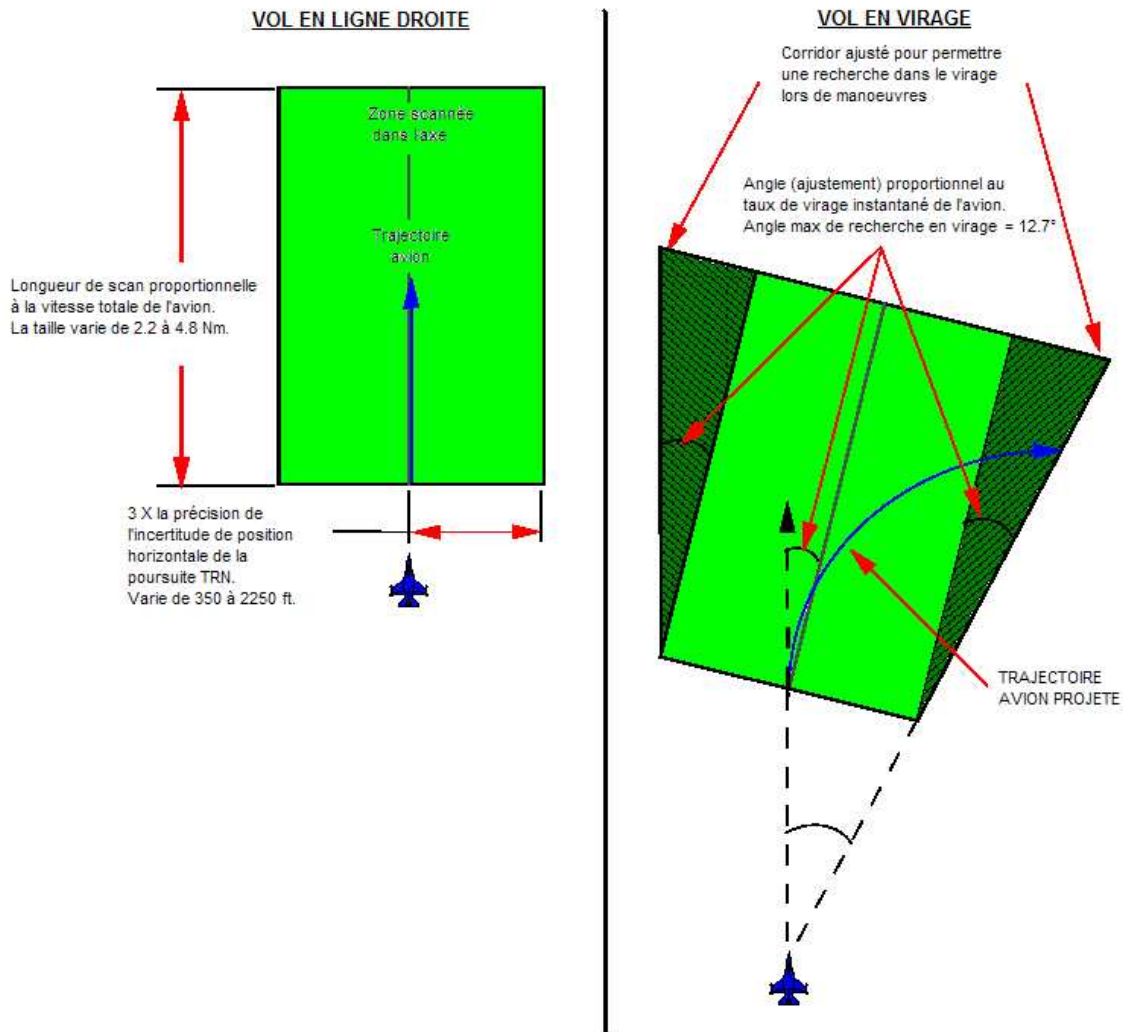


Figure 2-38 Zone scannée OW/C

**Conseils et alertes OW/C :** Quand la trajectoire de l'avion approche d'un obstacle à l'altitude ou en-dessous d'une « hauteur ajustée d'obstacle », un repère d'alerte sera affiché sur le HUD pour indiquer la position relative de l'obstacle (Figure 2-39). Pour des obstacles directement en face de l'avion, le mot « OBSTACLE » sera affiché. « OBSTACLE-> » et « <-OBSTACLE » seront affichés pour représenter des obstacles à droite ou à gauche de la trajectoire, respectivement.

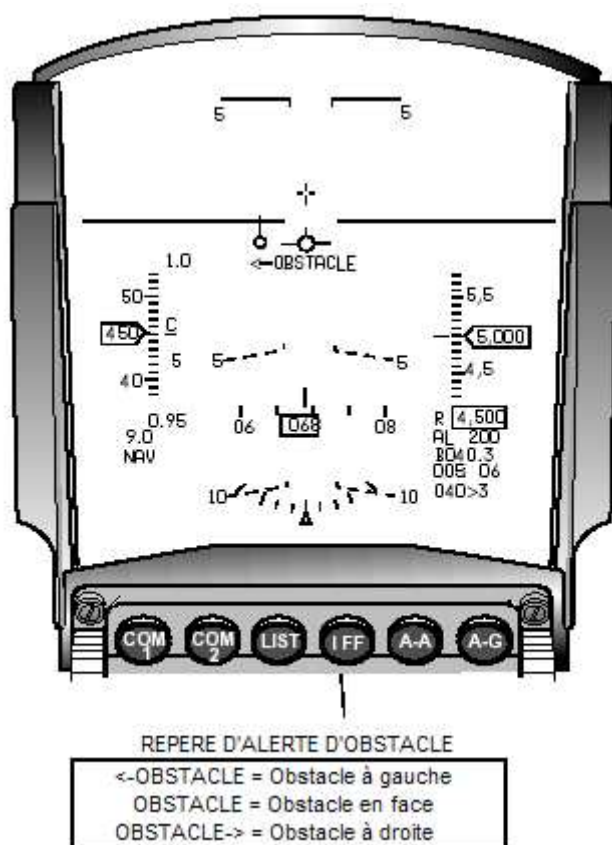


Figure 2-39 Alerte d'obstacle sur le HUD

## Limitations OW/C

Les limitations suivantes s'appliquent à la fonction OW/C :

- 1) Le système fournira uniquement des alertes pour un obstacle à la fois. Si de multiples obstacles sont présents, le pilote recevra une alerte de l'obstacle le plus élevé. Dans certaines situations d'obstacles multiples, les alertes OW/C peuvent fournir une fausse impression de sécurité. Un exemple serait une situation où le plus petit des 2 obstacles serait directement sur la trajectoire de l'avion alors que l'obstacle le plus élevé, dont le pilote sera averti, ne l'est pas. Dans cette situation, l'alerte attirerait l'attention du pilote sur un obstacle qui n'est pas la menace première sur l'avion.
- 2) Les alertes OW/C ne sont pas disponibles quand le TRN est en mode ACQ ou qu'il n'est pas fonctionnel ; la position actuelle de l'avion est hors de la DFM (OFF MAP) ; ou, la trajectoire prévue amène l'avion hors de la DFM. Quand ces conditions surviennent, des messages appropriés seront affichés sur le HUD et la page DTS Priority du DED.
- 3) Lors d'utilisations de largage d'arme A-G à vue, les alertes OW/C sont désactivées pour réduire les situations d'alerte nuisantes.





## Repères de terrain de la base de données (DBTC)

La fonction DBTC fournit au pilote, avec des repères de conduite verticale manuelle sur le HUD, une aide pour maintenir des altitudes AGL spécifiées lors d'utilisations en vol à basse altitude. Le repère de conduite (Figure 2-40) est un rectangle similaire à la boîte de suivi de terrain (TF) du LANTIRN sur le F-16C Block 40. À partir de la position TRN estimée de l'avion, l'algorithme du DBTC scan la DFM en face de l'avion pour générer les commandes de conduite verticale pour se dégager du terrain et des obstacles à, ou à proximité, de la hauteur de garde au sol (TCH) sélectionnable par le pilote. La zone scannée par le DBTC est équivalente à la zone scannée du PGCAS illustrée en Figure 2-35. La zone scannée fournit une couverture DBTC du terrain et des obstacles droit devant et au niveau aussi bien en ligne droite qu'en virage, de la même façon que la fonction PGCAS. Les précisions des bases de données DTED/VOD et des sorties TRN influencent directement la précision avec laquelle les commandes de conduite DBTC suivront le terrain actuellement survolé. Un vol en utilisant ce mode doit être limité à des conditions de vol avec une visibilité suffisante pour que le pilote puisse détecter visuellement et éviter le terrain et les obstacles qui pourraient être enregistrés de manière imprécise ou absents de la base de données.

## Repères et affichages

La fonction DBTC est contrôlée depuis la page DTS Priority du DED montrée en Figure 2-33. La fonction DBTC est initialisée à l'état désactivé et doit être activée après le décollage quand le train est rentré et que le TRN est en mode poursuite (TRK). Le DBTC peut être sélectionné ou désélectionné par DCS-bas pour placer les astérisques autour du label DBTC et en appuyant sur le bouton M-SEL, ce qui le surligne, activant la fonction ou le désurligne ce qui désactive la fonction. Après avoir activé la fonction DBTC, l'altitude TCH s'initialisera à 1000 ft AGL mais peut être changée avec DCS-bas pour placer les astérisques autour de l'altitude TCH puis en appuyant sur les touches 1 à 9 de l'UFC. Appuyer sur les touches 1 à 9 passera en revue les sélections de TCH comme suit : 1000 ft – 500 ft – 300 ft – 200 ft – 100 ft puis revient ensuite à 1000 ft. Une fois l'altitude TCH affichée aucune autre action n'est requise pour l'entrer dans le système DTS.

Les indications DBTC du HUD (Figure 2-40) incluent un repère de conduite verticale, une représentation de la TCH et un message d'alerte de hauteur de garde au sol faible (LO TC). Une conduite verticale pour se dégager du terrain et des obstacles est fournie par une petite boîte (repère DBTC) qui apparaît à proximité du centre du HUD. Centrer le FPM à l'intérieur du repère DBTC fournira la trajectoire nécessaire pour maintenir la TCH présélectionnée au-dessus du terrain. Le repère DBTC est programmé pour permettre au pilote de tirer au maximum  $-0.9G$  à  $+2.0G$  pour maintenir le FPM dans le repère DBTC. Une flèche d'altitude sur la gauche de l'échelle d'altitude du HUD indique l'altitude TCH sélectionnée. L'alerte de hauteur de garde au sol faible est affichée par le message « LO TC » au centre du HUD quand l'altitude radar de l'avion est en-dessous de 75% de la TCH.

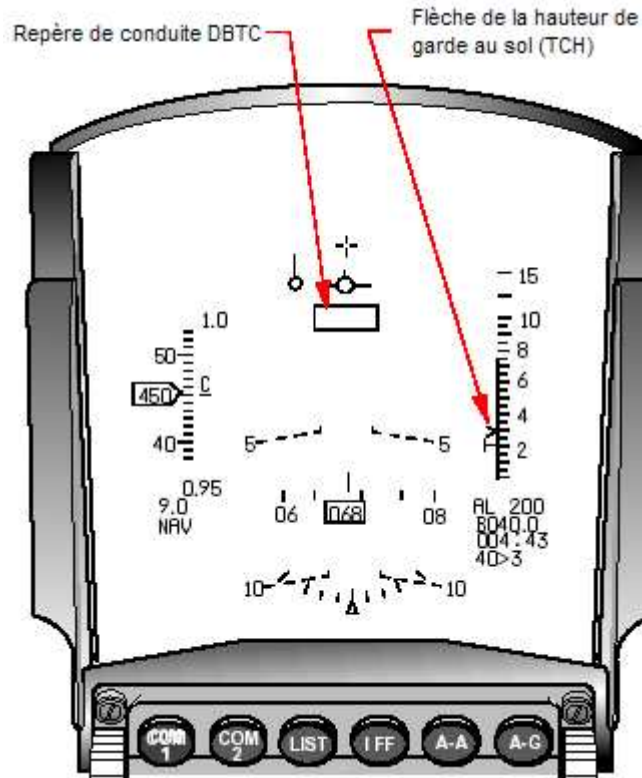


Figure 2-40 Indications DBTC sur le HUD

## Résumé des conseils et alertes DTS

Les tableaux 2-2 et 2-3 résument les conseils et alertes associés à l'ensemble DTS et avec le mode DBTC.

Fonction	Indication HUD	Indication MFD	Message VMU	Page Priority DTS du DED
Evitement de collision au sol prévue (préparatoire)		X clignotant		
Evitement de collision au sol prévue (exécution)	X clignotant et message GND PROX		Pull-up, Pull-up	
Obstacle au centre	OBSTACLE			
Obstacle à gauche	<-OBSTACLE			
Obstacle à droite	OBSTACLE->			
En mode ACQ (GCAS, OW/C et DBTC indisponible)	DTS FIX clignote jusqu'au WARN RESET  NO GPW (en bas à gauche)			ACQ, confiances de positions H et V effacées
Hors de la DFM	OFF MAP			
Défaillance DTS	NO DTS			OFF

Tableau 2-2 Conseils et alertes DTS



Fonction (avec DBTC sélectionné)	Indication HUD	Indication MFD	Message VMU	Page Priority DTS du DED
	LO TC			
En mode ACQ (GCAS, OW/C et DBTC indisponible)	Repère CBTC effacé et le DTS FIX clignote jusqu'au WARN RESET  NO GPW (en bas à gauche)			
Hors de la DFM	Repère DBTC effacé OFF MAP (en bas à gauche)			
Défaillance DTS	NO DTS			OFF

Tableau 2-3 Conseils et alertes DBTC