

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOQRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur
et de la Recherche Scientifique
Université de SAAD DAHLAB de BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département Aéronautique



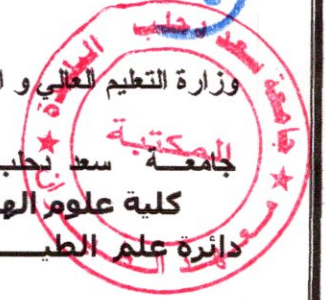
وزارة التعليم العالي و البحث العلمي

جامعة سعد نطب البليدة

كلية علوم الهندسة

دائرة علم الطيران

054/06
EX
02



*Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme
De Technicien Supérieur en Aéronautique*

Option : Avionique

Thème :

**Etude descriptive d'une centrale inertielle
À composants liés IRS ATA 34 - 21**

Encadré par :

**Dilmi Ismail
Hamdi Larbi**

présenté par

**Bellala hassane
Berrouddji Ilyas**

Promotion : 2006

Remerciements

Ils vont, tout d'abord, à Allah qui a insufflé en nous la vie et nous a comblés de ses bienfaits.

Ils vont, en second lieu, à son prophète Mohammad – que le salut d'Allah soit sur lui – qui nous a inculquées l'amour de la science et de la vertu.

Ils vont aussi à chers parents qui furent un exemple d'abrévation et de sacrifice pour que ce travail puisse voir le jour.

Ils vont à notre promoteur Mr Dilmi Ismail, ainsi qu'à notre copromoteur Mr Hamdi Larbi qui nous constamment soutenues.

Que chacun d'eux veuille trouver ici le témoignage sincère de notre profonde reconnaissance.

Ils vont à tout les professeurs que nous avons connus durant notre cursus universitaire surtout Mr Dilmi.

Ils vont à tout les personnes de Air Algérie.

Ils vont à Mr Naïb Morad pour son aide précieuse.

Ils vont enfin à ceux et toutes celles qui, de près ou de loin.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail, fruit de mes années d'études à l'être les plus chers :

Mes parents qui m'ont soutenu moralement et m'ont offert tous les moyens pour réussir.

Mes chers frères

*Djeloul, Fatimaezohra, **Ikrame**, Ahmed, Islame, Mohammd, Yacine.*

*Ma seule sœur **Amina**.*

Une dédicace spéciale à ma tante et ma cousine Fatima et son marie.

Mon binôme et mon copin de chambre Hassane et sa famille.

Mes chers amis : Chawi, Adel, Hocine, Abiza, Aissa, Baloute, Vondame, Youcef, Djarouiwa, Mhammed, Abd El kader, Zpac, Fela, Assia, Ahleme, Friale, Chahra, Fatima, Wacila.

Tout ma famille.

Tout ceux qui m'ont entouré et soutenu.

*Tout la promotion 2006 **Avionique**.*

Ilyas

Dédicace

Enfin il est arrivé pour moi le moment pour prouver mon amour à ce que j'ai de plus précieux au monde.

Ma mère qui ma toujours soutenue et guidée tout le long de ma vie.

Puis je dédie ce modeste travail à :

Mon père.

Spiciallement à mon gémaux Hociyne qui j'aime plus que mes yeux.

Mes chères frères : Djeloul, Larbi, Benali, Abd el Aziz, Mohammed et Abd el Cader.

Mes chères sœurs surtout notre petite qui je le souhaite une très belle vie avec son Mectoub.

Tout ma famille.

Mon binôme et mon copin de chambre Ilyas et toute sa famille.

Mes chères amis :

Samir, Walid, Amine Sersoub, Ahmed Bezzina, Djamel, Howari, Bouday, Koaka, Nour Eddine ASA, Adel, Hama, Abd Elghani, Moustafa, Nadia, Roza, Siheme, Faiza, Bahia.

Et spiciallement à qui j'aime ?

Toute la promotion 2006 Avionique

Tous les Aéronautisients au monde.

Hassane

ملخص

السمعة الطيبة للأستاذ المشرف السيد ديلمي سماعيل جعلتنا لا نتردد طولاً في قبول الموضوع المقترح من طرفه ، كما أن إمكانية التربص على مستوى شركة الخطوط الجوية الجزائرية أتت لتزكي مباشرة إنجاز هذا العمل تحت عنوان " نظام المعلم العطالي " لما يكتسبه من أهمية على مستوى الملاحة الجوية .
بدأنا بالطواهر الفيزيائية و مروراً بالتعرف بالنظام و مبدأ تشغيله و طريقة استعماله و وصولاً إلى كيفية تحديد الأعطاب .

Résumer

La bonne image et le niveau scientifique de l'enseignant Mr Dilmi Ismail nous a permis de ne pas trop réfléchir d'accepter le sujet proposé, puis la possibilité du stage au niveau de la compagnie Air Algérie venant pour pousser ce travail qui est intitulé « Systeme de référence inertiel » pour son importance dans la navigation aérienne.

Débutant de phénomène physique et passant par sa description et son principe et mode de fonctionnement jusqu'à la connaissance de la méthode de localisation des pannes.

The Abstract

The good reputation and the scientific level of Mr : Delmi Ismail teacher , Make us to stand up the hesitation for accepting this subject which is giving by him, Also the possibility of doing the training in Algeria Airlines gives us more opportunities to start this subject which has inertial reference system title, it is the most important is the Air Navigation.

We have started our studies with Description ,In addition the principal and the fonction mode until the knowledge of seeking the breakdowns.

Sommaire

La compagnie Air Algérie.

Section 1 : Généralité.

- 1 Présentation de compagnie AIR Algérie.
- 2 Evolution.

Section 2 : les Moyens de la compagnie.

- 1 - Les Moyens matériels
- 2 - Potentiel humaine.
- 3 - L'objectif d'Air Algérie.
- 4 - Organisation de la compagnie.
- 5 - Organisation administrative.
- 6 - Organisation technique.

Chapitre I : Généralités

- I.1 Généralité sur l'avion Boeing 737.
- I.2. Principe général de la navigation inertielle
- I.3. Type des centrales inertielles (IRS, INS)
 - I.3.1 Centrale inertiel à composants liés (IRS)
 - I.3.2 Centrale inertiel à plate forme stabilisée (INS)
 - I.3.3. Comparaison des types de centrales actuellement en service
 - I.3.4 Les capteurs de l'IRS (gyro accéléré)
 - I.3.5 Informations fournies par un central inertiel
 - I.3.6 Mesures fournies par un central inertiel IRS
 - A- mesure accélérométriques
 - B- mesures gyroscopiques
 - I.3.7 Alignement
- I.4 Organisation générale

Chapitre II Le Central Inertiel a Composants Lié IRS

- II.1 Introduction
- II.2. Constitution et principes fonctionnels
- II.3 Type en service
- II.4 Signaux d'entrée et de sortie
- II.5 Exploitation des signaux d'entrée et de sortie
- II.6 Distribution des informations
- II.7 Autres informations fournies par l'RS
- II.8 Utilisation pratique de l'IRS (sol + vol)
- II.9 Les codes de maintenance de l'IRS
- II.10 Principe d'alignement
 - II.10.1 Définition du trièdre initial
 - II.10.2 Durée d'alignement

Chapitre III Localisation et description de composantes

III.1.1. Localisation

III.1.2 Description

A. IRU LITTON 90

B. Boiter sélecteur de mode MSU

C. ISDU boitée de visualisation du système

III.2 mise en œuvres

III.3 Alimentation - disjoncteur +batterie

Chapitre IV Maintenances et recherche des pannes

IV.1 Généralité sur la maintenance

IV.2 Transfert d'information en cas des pannes

IV.3 Alarme

IV.4 teste fonctionnel

IV.5 Surveillance

IV.6 Diagramme de Trables shooting

Conclusions

Liste des figures

Chapitre I

- Figure I-1 Boeing 737
- Figure I-2 Vue de haut
- Figure I-3 Vue de face
- Figure I-4 L'Aile
- Figure I-5 Stabilisateur vertical
- Figure I-6 Stabilisateur Horizontal
- Figure I-7 Diagramme des Zones
- Figure I-8 le CFM 56 7 B
- Figure I-10 Compartiment de vol
- Figure I-11 Cases d'équipement électronique
- Figure I-12 Support d'équipement électronique
- Figure I-14 Trièdre T
- Figure I-15 Plate forme stabilisée
- Figure I-16 centrale INS - Pilote Automatique (PA)
- Figure I-17 « IRS-FMS CADV
- Figure I-18 Module des capteurs
- Figure I-19 Accelerometer
- Figure I-20 Gyrolazers
- Figure I-21 Informations basiques
- Figure I-22 Informations complémentaires
- Figure I-23 Schéma représentatif d'un fonctionnement de l'accéléromètre
- Figure I-24 Organisation générale

Chapitre II

- Figure II-1 Présentation
- Figure II-2 Trièdre de calcul
- Figure II-3 Exploitation des signaux
- figure II – 4 Distribution des informations
- Figure II – 5 Variomètre
- Figure II – 6 CDU et L'ISDU
- Figure II – 7 L'insertion par l'ISDU
- Figure II – 8 Temps d'alignement
- Figure II – 9 Mouvement d'IRS
- Figure II – 9 Mouvement d'IRS
- Figure II – 11 Après l'alignement
- Figure II – 12 La correction de position
- Figure II – 13 Aucune position entrées
- Figure II – 14 Le mode attitude
- Figure II – 15 Transfert vers la ligne LAST POS
- Figure II – 16 Transfert au REF AEROPORT
- Figure II – 17 Entrez l'information de la position à l'aide du clavier de CDU
- Figure II – 18 Les codes de maintenance de l'IRS sur MSU
- figure II – 18 Figure II – 18 Les codes de maintenance de l'IRS sur MSU

Figure II - 19 Principe d'alignement

Figure II - 20 Trièdre initial

Chapitre III

Figure III - 1 Présentation

Figure III - 2 Module des capteurs inertiels

Figure III-3 MSU ET L'ISDU

Figure III - 5 Disjoncteurs

Chapitre IV

Figure IV - 1 Transfert d'information

Figure IV-2 Alarmes

Figure IV - 3 Test Fonctionnel

Généralités sur la compagnie

Air Algérie

La compagnie Air Algérie

Section 1 Généralité :

Air Algérie est une entreprise de prestation de service dans le domaine des transports aériens, nationaux et internationaux de passagers et de fret. Vu son importance sur le plan économique et commercial, elle veille à la gestion rationnelle des réseaux aériens pour atteindre ses objectifs par la promotion des hommes et la mise en place des moyens technique nécessaires.

1 - Présentation de compagnie AIR ALGÉRIE :

La compagnie Air Algérie a été créée en 1947 pour l'exploitation du réseau de ligne aérien entre l'Algérie et la France ce réseau était desservi par la société air transporte dont les lignes s'étendent jusqu'à l'ex Afrique occidentale française.

En 1953 à la suite de la fusion de ces deux organismes la compagnie générale de transport (air Algérie) entre en activité.

En 1963 air Algérie devient compagnie nationale sous tutelle du ministère des transports.

2 - Evolution :

1954 : Air Algérie transporte 100 000 passagers avec une flotte composée de quatre avions conventionnelles à piston Douglas DC4.

1956 : Introduction des Lockheed ((constellation)) porte le nombre de 10 et le nombre de passagers est de **230 000**.

1957 Acquisition de deux autres DC4, ainsi que deux autres Nord Atlas cargo. Elle transporte **928 000** passagers et 4 500 tonnes de fret.

1959 : Mise en service de la première caravelle, avion propulsé par des turboréacteurs.

1962 : A cette date la flotte se compose de :

- **04** caravelles.
- **10** Douglas.
- **03** Douglas DC3.

1963 : Algérisation totale du personnel navigant commercial.

1967 : Les actions détenues par les sociétés étrangères rachetées quatre conversions G60 et retrait des DC4 et DC3.

1971 : Une date historique dans la vie de la compagnie venait de flotte (USA), deux Boeing 727 – 200 dopés de devenir d'une nouvelle technique et vont permettre a AIR Algérie la première compagnie en Afrique à utiliser à ce sujet des aéronefs jet.

1972 : Réalisation au sein des ateliers de maintenance de Dar – el Beida de la première visite sur un appareil de type Caravalle.

En 1974 : Algérianisation total du personnel naviguant technique 98% de l'effectif du personnel de conduite est composé des nationaux.

Grâce aux avions jet, le sud et l'extrême sud sont désormais directement reliés au Nord du pays lointains d'Afrique et d'Europe avec lesquels l'Algérie entretient des relations économiques

Pendant la décennie 1980, la Flotte se riche d'une nouvelle génération d'avions. L'Air bus, de type gros – porteur parfaitement a l'exploitation de certaines lignes génératrices d'un fort courant de trafic tel que Alger – Paris.

Le programme d'exploitation est par ailleurs judicieusement étudié de telle façon a offrir le maximum de vols à chaque lignes desservisse dans le but de satisfaire de client sur les deux réseaux exploités, domestique et internationale et de réponse a la demande dont la compagnie a d'augmenter et diversifier ses activités.

Ainsi le nombre d'avion est passé de 12 avions en 1970 à 42 en 1990. Actuellement,

Air Algérie dispose pour le transport de passagers des avions , B 727, B 737, Air Bus et fokker F 27, ce dernier tant en service sur les lignes intérieurs.

Compositions de la flotte :

- 02 air bus A 310.
- 11 boeing B727.
- 16 boeing B737.
- 08 Fokker F27
- 02 Lockheed L100 30.

Aux 1999.

Section 2 : les Moyens de la compagnie :

La compagnie ((Air Algérie)) occupe une grande place dans l'économie nationale elle est dotée d'un capitale social de 250.000.000 de D.A. et dispose de 37 escales internationales et de 25 escales intérieures.

1 - Les moyens matériels :

1-1 avions commerciaux

NOMBRE	MARQUE	TYPE	MODULE
• 03	BOEING	767 / 300	240 PASSAGERS
• 07	BOEING	737 / 800	101
• 05	BOEING	737 / 600	101
•	AIRBUS	A 330-200	
•	ATR	ATR 72	

1-2 Avion CARGO :

NOMBRE	MARQUE	TYPE	MODULE
• 02	HERCULE (LOKHEED)	L100-30	22 TONNES
• 01	BOEING	737 / 200	08 TONNES

2- Potentielle humaine :

La compagnie ((Air Algérie)) dispose d'un effectif au sol et navigant assez important, elle emploie près de 8581 employés.

Le tableau suivant montre la répartition des effectifs de la compagnie selon leur classification et situation.

Personnel	Effectifs	Pourcentage
Personnel au sol	7144	83.25%
Personnel navigant	418	4.87%
Technique	696	8.11%
Personnel à l'étranger	323	3.77%
total	8581	100%

3 - L'objectif d'Air Algérie :

La compagnie ((Air Algérie)) est soucieuse d'améliorer la prestation de ses services et de développer ses activités. Elle a conçu ses objectifs selon les principaux points suivants :

- Satisfaire de manière ponctuelle et régulière de la demande de la clientèle ;
- Fidéliser la clientèle et en attirer davantage ;
- Améliorer la qualité de service notamment en matière de sécurité, hygiène et confort ;
- Mettre en place les méthodes et techniques de production notamment la base de maintenance, la flotte aérienne et le catering ;
- Augmentation des parts de marchés ;
- Améliorer l'image de marque de la compagnie.

L'entreprise doit aussi répondre aux objectifs de la politique nationale dans le domaine des transports à savoir :

- Soutenir l'action de la décentralisation ;
- Contribuer à l'équilibre régional ;
- Satisfaire aux besoins d'une coopération internationale multiforme.

4 - Organisation de la compagnie

Les divisions se composent des directions, chaque direction est subdivisée en sous – direction, et la sous – direction de la comptabilité analytique dépend de la direction financière.

La direction commerciale (D.C).

La direction œuvres sociales (DOS).

La direction financière.

La direction affaires juridique (D.A.I).

La direction des ressources humaines (DRH).

La direction de la planification et contrôle de gestion (D.P.C.G).

La direction technique (D.T).

La direction base de maintenance (D.B.M).

La direction des transports (DTr).

La direction des opérations aériennes (DOP).

La direction catering (D.Cg) .

5 - Organisation administrative :

L'entreprise ((Air Algérie)) se compose d'organes en staff et de différentes directions.

La coordination des actions engagées par les structures de l'entreprise est assuré par un conseil de direction préside par la direction générale.

6 - Organisation technique :

La direction technique est chargée de définir une politique de maintenance pour réaliser les travaux d'entretien, de réparation et de révision des aéronefs dont le but est de :

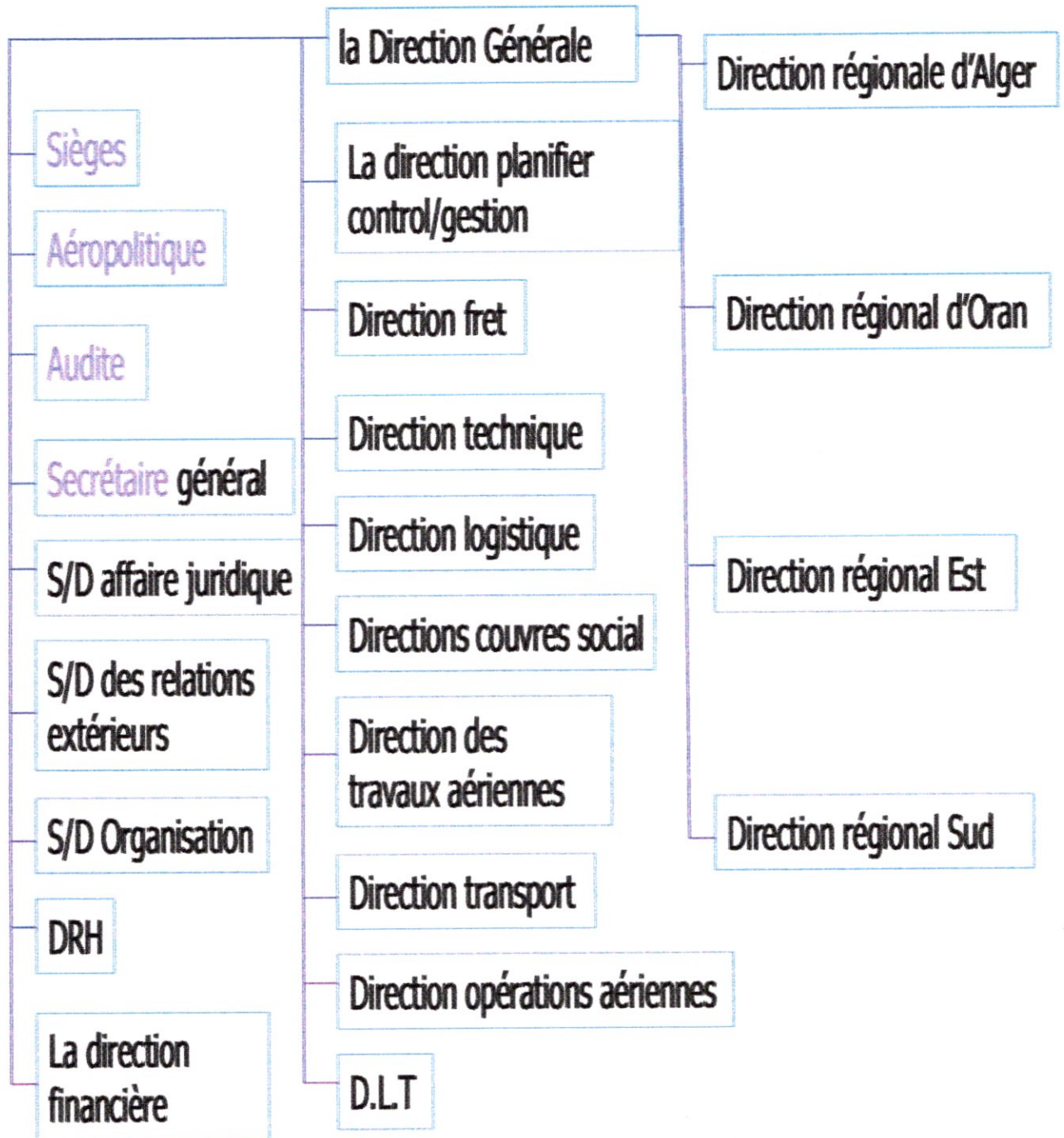
- assurer la sécurité et la meilleure exploitation des aéronefs.
- Prolonger la durée de vie des appareils de la flotte.

Ces dernières années, la technologie aéronautique a connu une très grande évolution qui a nécessité une maintenance de précision et de qualité. Ceci à pousser ces détenteurs à diminuer le coût de maintenance et la rendre plus performante. En vertu du principe ((être rationnel, c'est programmer à long terme)) ; les infrastructures de maintenance.

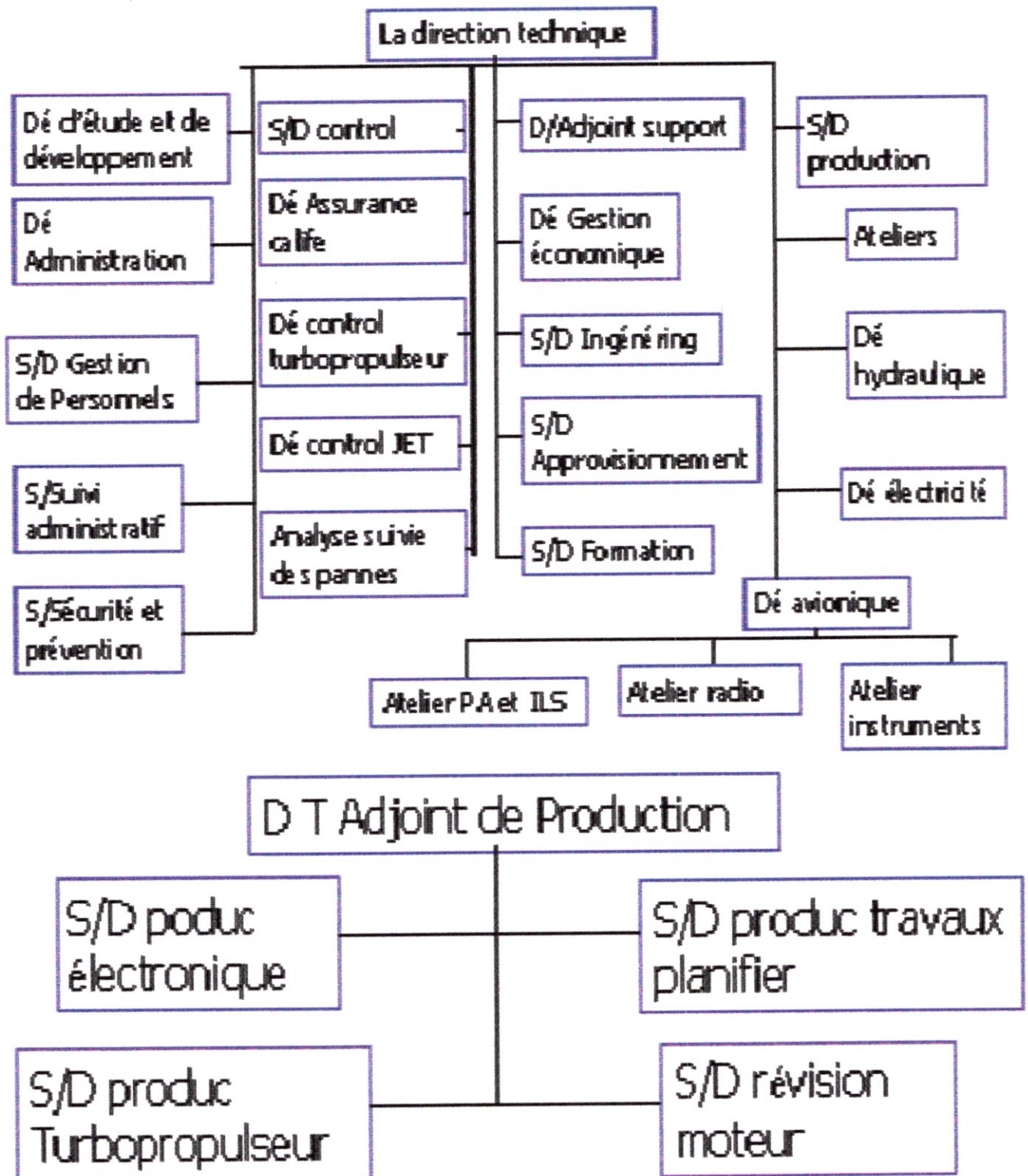
Le projet nécessite une parfaite maîtrise de la technologie et un investissement important, ce n'est pas actuellement dans la capacité de la compagnie Air Algérie ; ceci l'amène à maintenir ses dispositifs.

Les sous – traitants en matière de maintenance coûtent très chère ce qui a poussé les responsables d'Air Algérie à réduire sa facture de maintenance en devise, en créant le centre de maintenance en 1987

La Direction Générale



La Direction Technique





Chapitre I

Généralités

I. Généralités

I.1. Généralité sur l'avion Boeing 737

Le Boeing 737 – 800 qui nous confère dans notre étude est un avion moyen courrier, équipé de deux réacteurs CFM 56 – 7B27 situés sous les ailes .
Le Nombre de siège maximum est environ de 189 passagers.

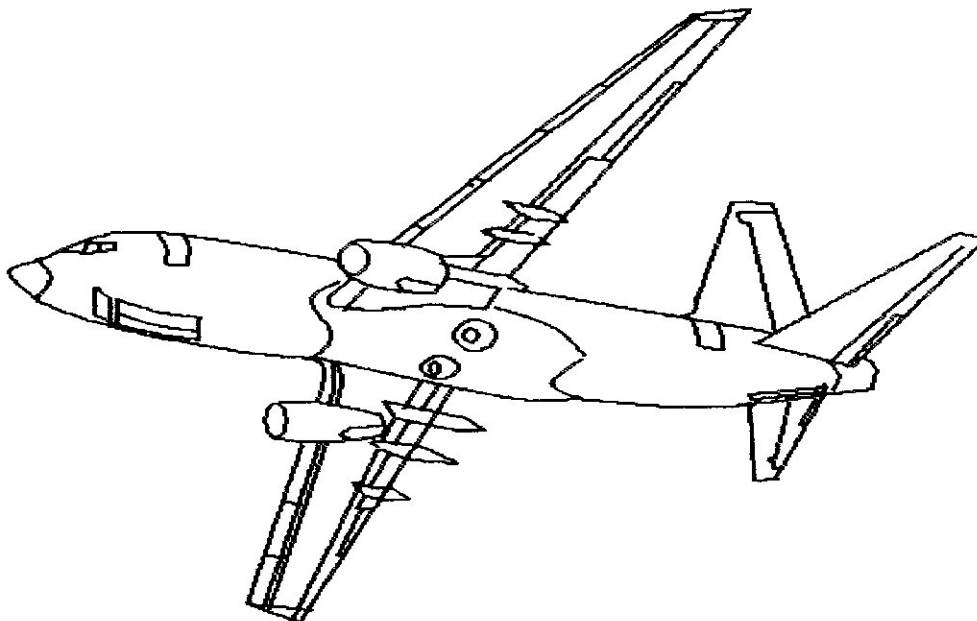


Figure I-1

Dimensions de Structure

Les dimensions générales de l'avion sont présentées sur la figure I-2 et I-3.

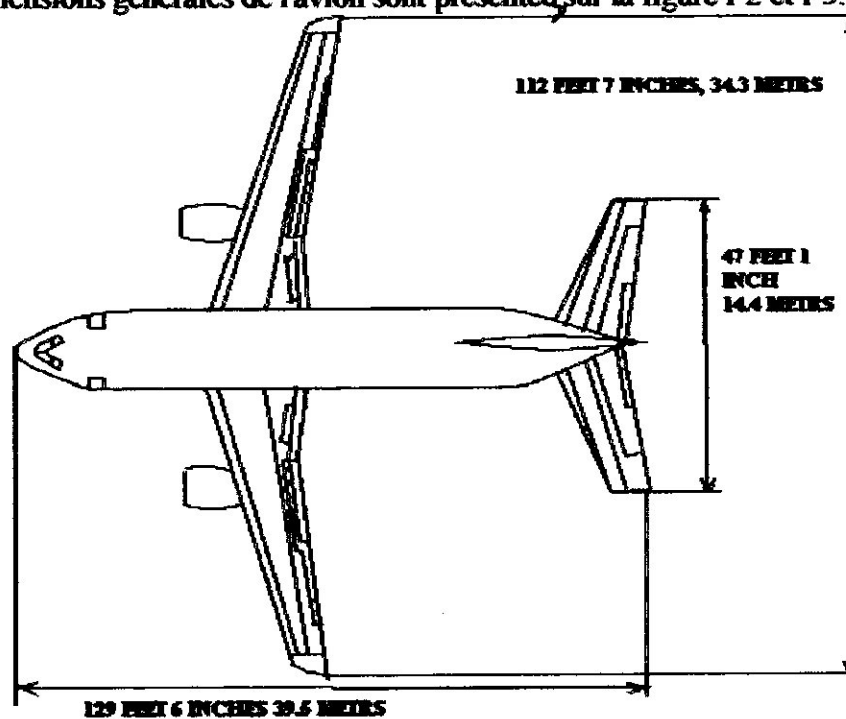


Figure I-2 Vue de haut

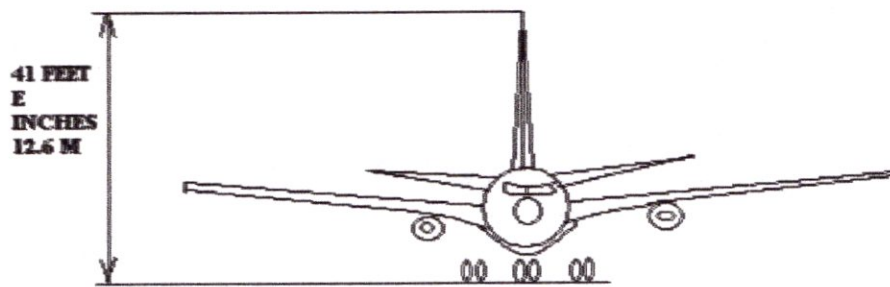


Figure I-3 Vue de face

Les dimensions de Références d'Ail

Les dimensions de référence d'aile sont:

- Station d'aile.
- Section longitudinale d'aile.

La mesure de la station perpendiculaire d'aile est à partir de bord d'aile.

La mesure de la section longitudinale d'aile parallèle est à partir de section longitudinale. (figure I-4)

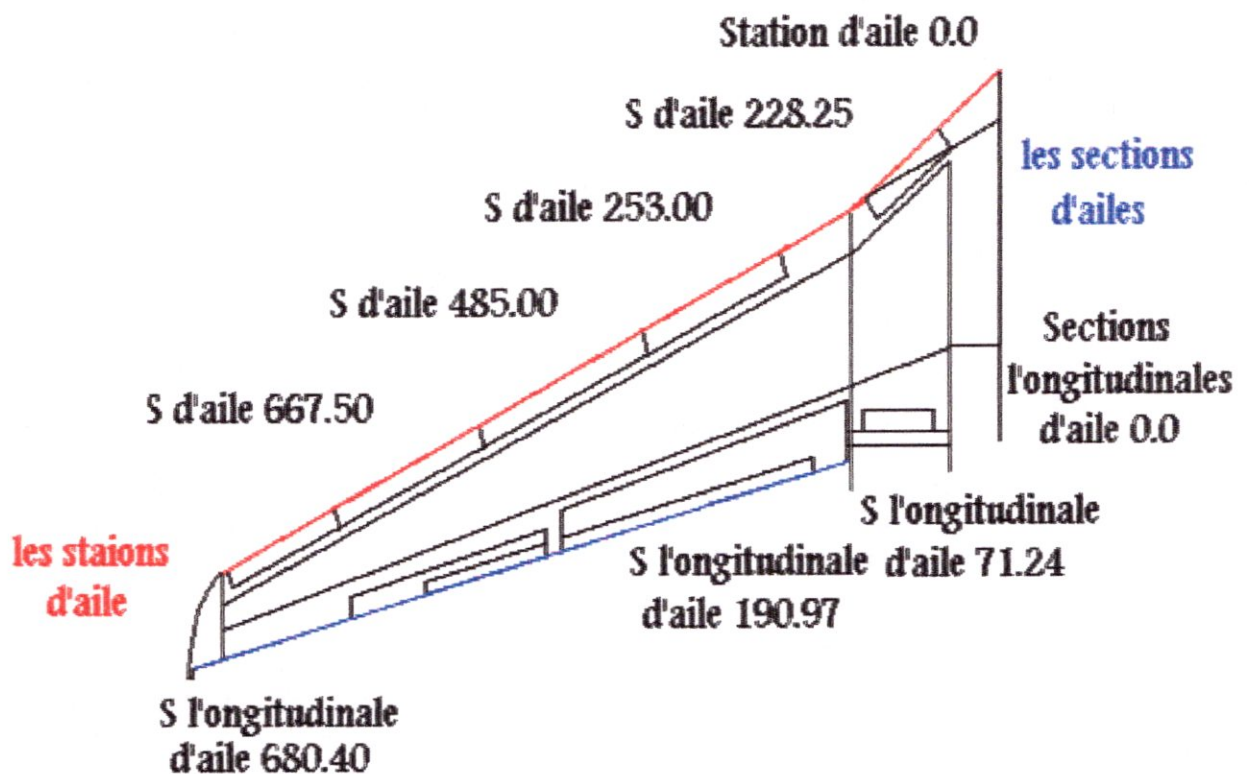


Figure I-4 L'Aile

Les dimensions de Références de Stabilisateur Vertical

Les dimensions de référence de stabilisateur vertical :

- Station de stabilisateur vertical.
- Station de bord d'attaque de stabilisateur vertical.
- Station de gouverne de direction.
- Ligne de flottaison de stabilisateur vertical.

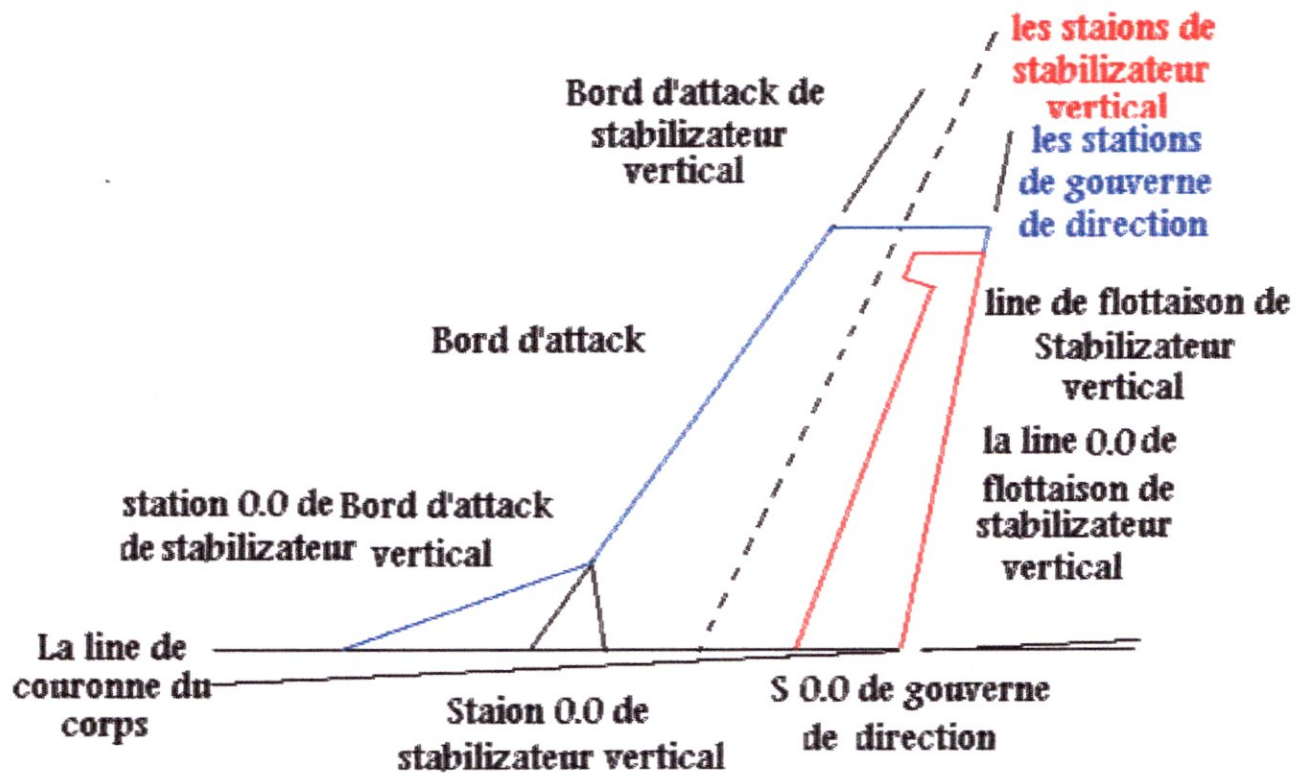


Figure I-5 Stabilisateur vertical

Dimensions de Références de Stabilisateur Horizontal

Les dimensions de référence de stabilisateur horizontal (figure I-6) sont:

- Station de stabilisateur.
- Station de bord d'attaque de stabilisateur.
- Station de profondeur.

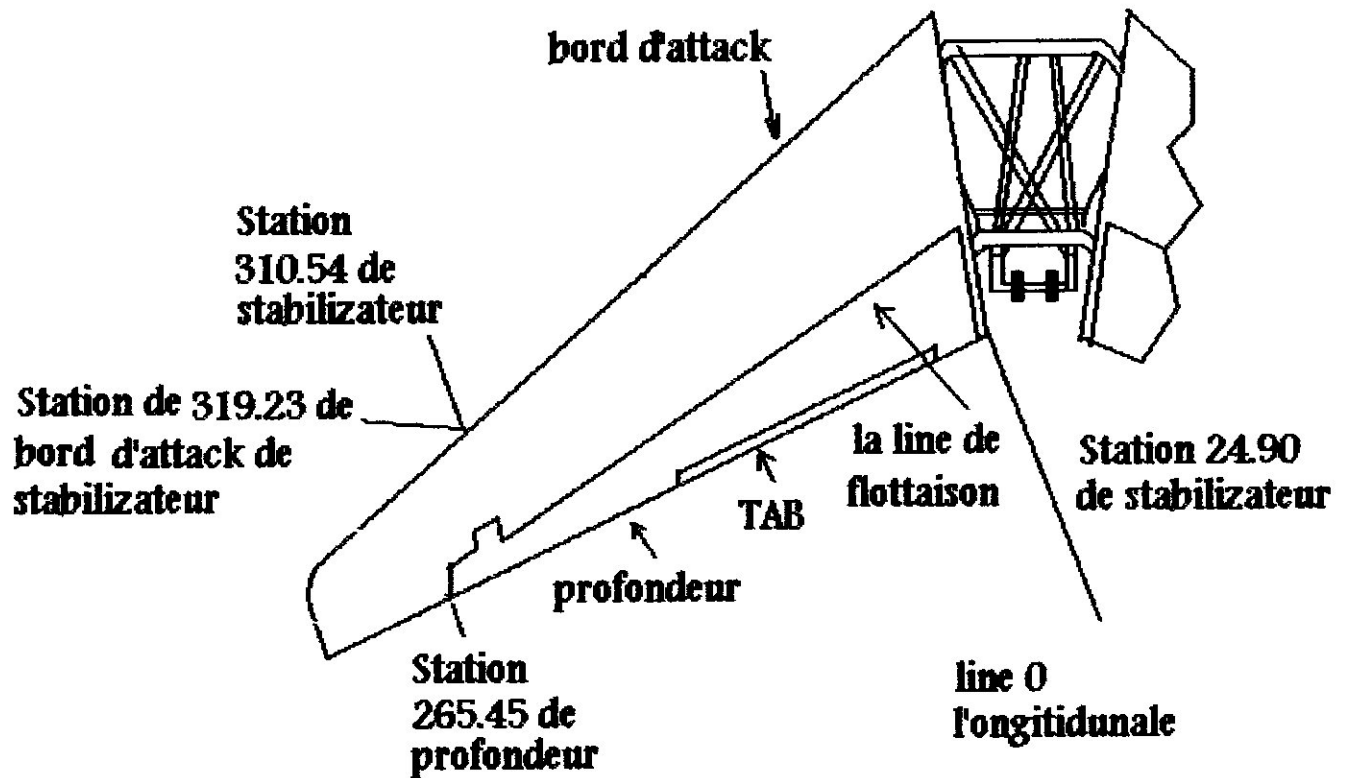


Figure I-6 Stabilisateur Horizontal

L'avion est partagé en huit zones principales pour bute de trouver et identifier les composants et les pièces d'avion.

Les zones principales sont la (Figure I-7) :

- 100 - Moitié inférieure du fuselage
- 200 - Moitié supérieure du fuselage
- 300 - Empennage
- 400 - Group moteurs et mât de nacelle
- 500 - Aile gauche
- 600 - Aile droite
- 700 - Portes et train d'atterrissage
- 800 - Portes.

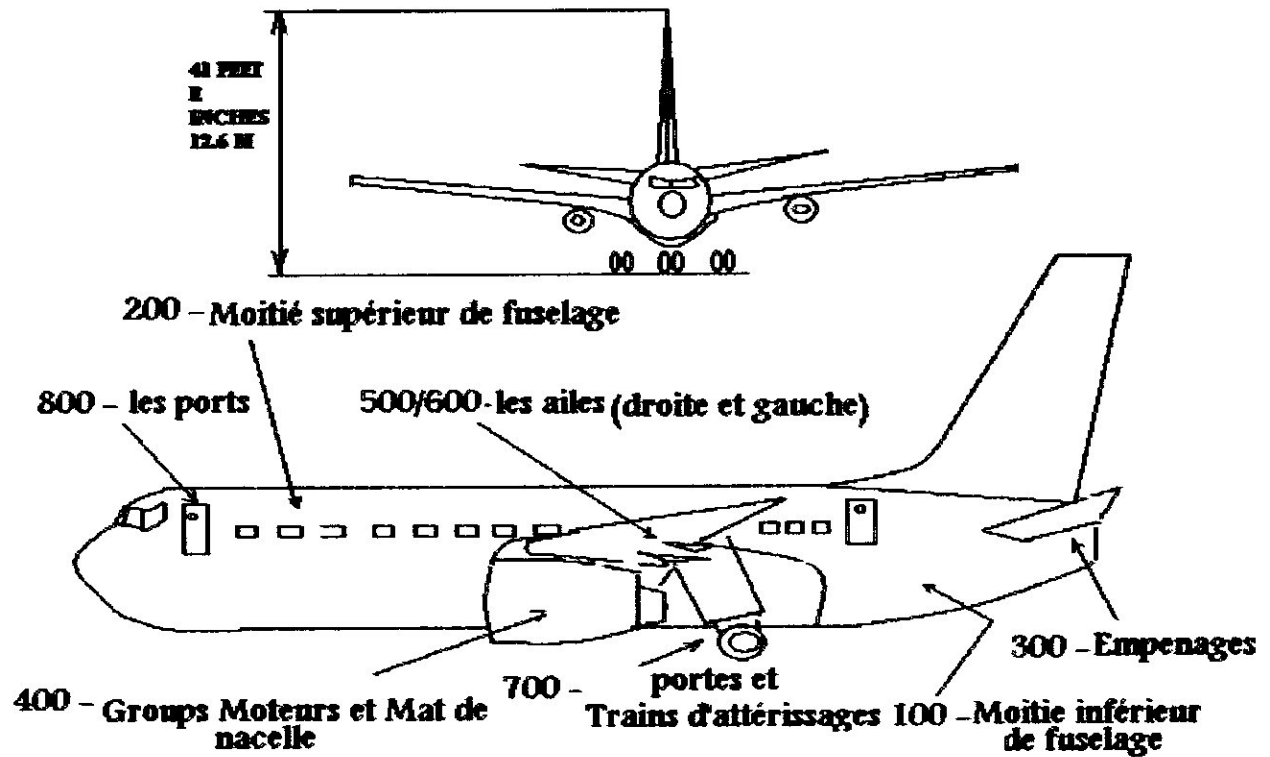


Figure I-7 Diagramme des Zones

L'avion est mené d'un moteur CFM56 - 7B fournit également pour l'avion la puissance pour les systèmes suivants (Figure I-8) :

- Électrique
- Hydraulique
- Pneumatique.

CFM 56 7B ENGINES

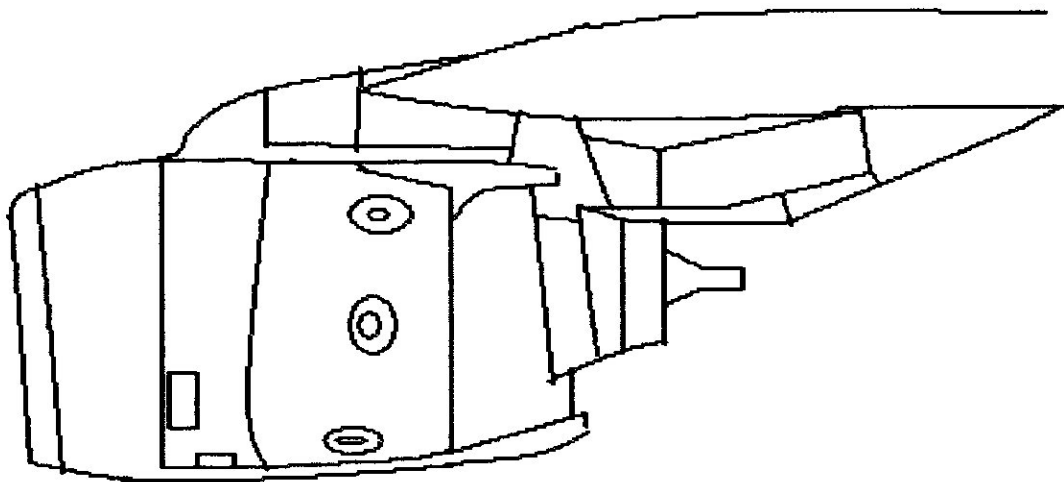


Figure I-8

Trois formes d'énergies sont utilisées à bord (Figure I-9)

- L'énergie hydraulique.
- L'énergie pneumatique.
- L'énergie électrique.

Les panneaux principaux sont (Figure I-10)

- Tableau de bord du capitaine P1
- Tableau de bord du centre P2
- Panneau aérien P5 avant
- Panneau aérien P5 arrière
- Panneau pare – soleil P7
- Panneau électronique avant P9
- Commande du stand
- Panneau électrique arrière P8

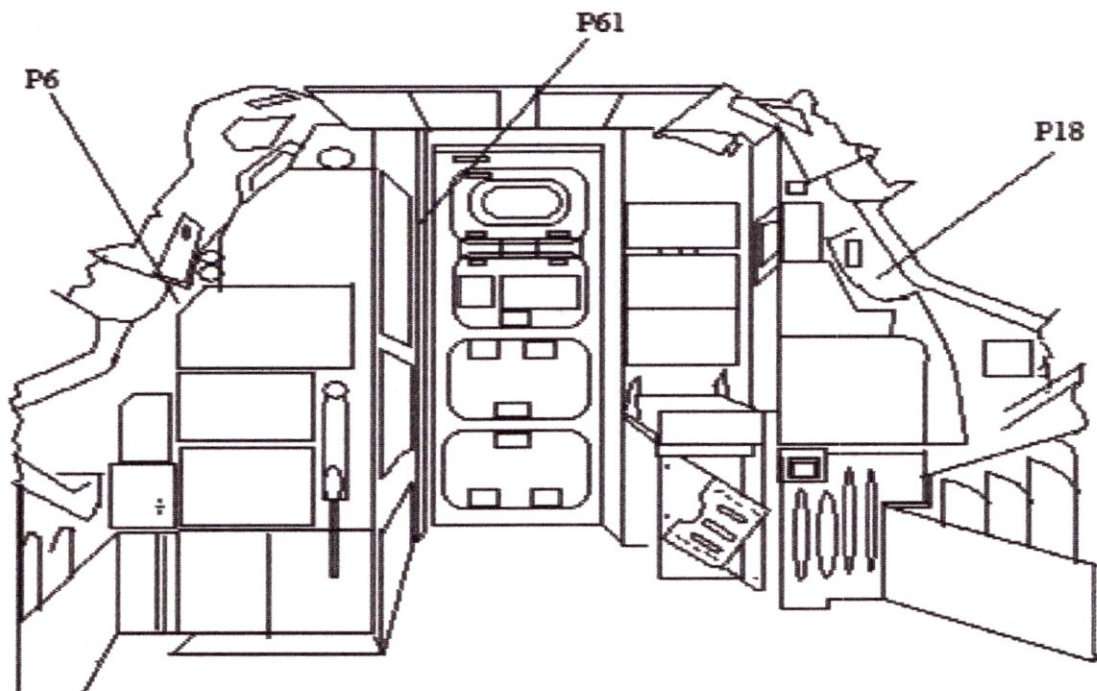


Figure I-10 Compartiment de vol

La soute électronique est un compartiment au-dessous du plancher de carlingue principal à l'arrière de la roue.

Pour entrer dans la soute électronique (EE) il y a une porte au fond du fuselage. Juste derrière le train d'atterrissage avant.

Il y a cinq supports d'équipement standard. E1, E2, E3, E4 et E5.

Le support E1 porte l'équipement électronique pour assurer ses fonctions suivantes.

- **Auto manette (Autothrotte)**
- Pilote automatique
- Communication
- Commande de vol.

Le support E1 divisé en cinq sous support (E1-1, E1-2, E1-3, E1-4, E1-5) porte chacun des unités remplaçables (LRUs).

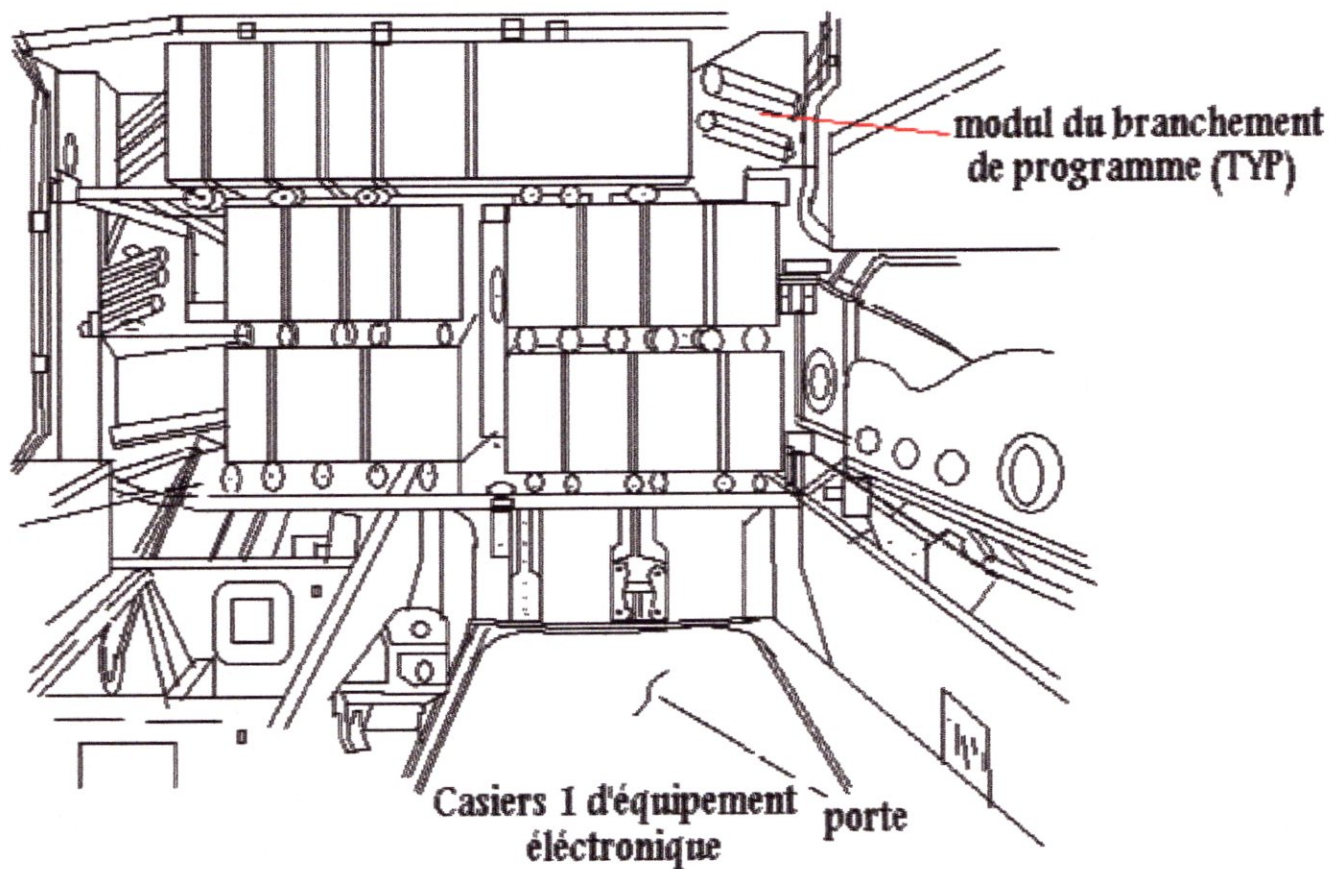


Figure I-11 Cases d'équipement électronique

Les supports E2, E3 et E4 portent l'équipement électronique pour assurer ces fonctions suivants :

- Communications
- Courant électrique
- Système de visualisation commun (CDS)
- Commande de vol
- Détection de feu
- APU.

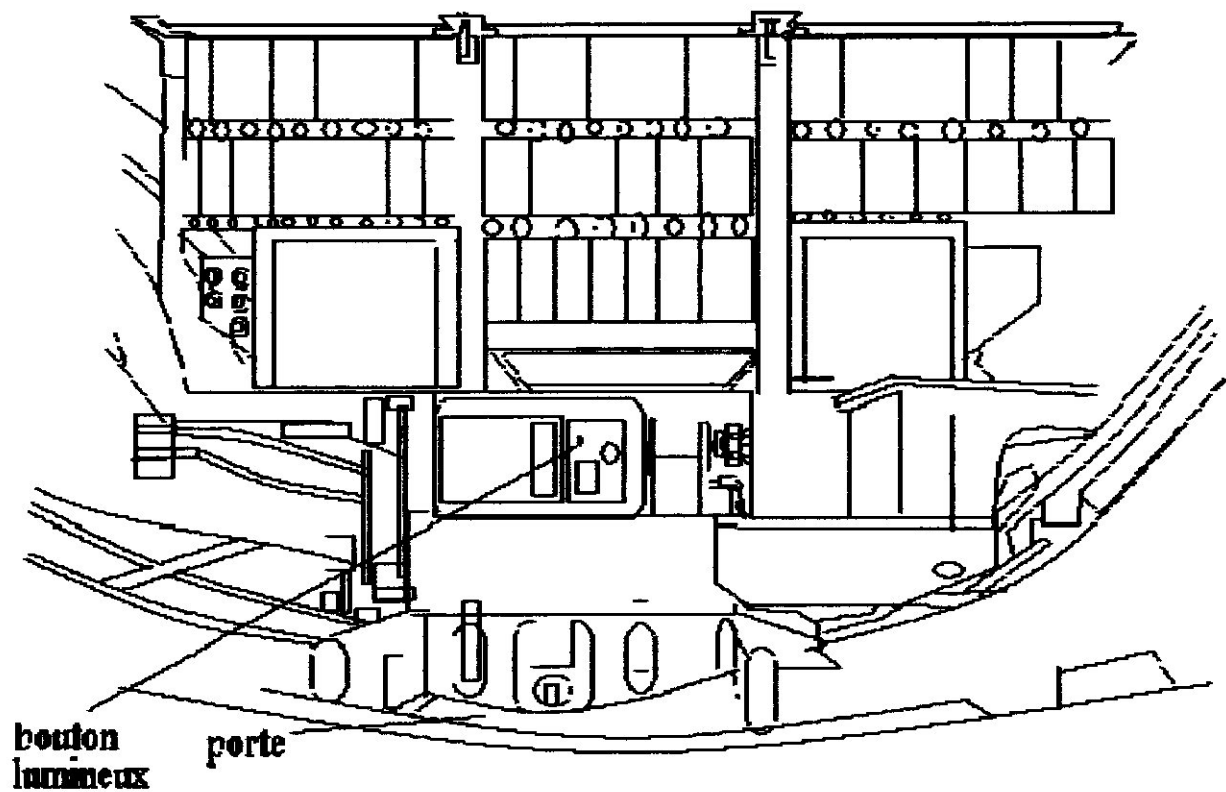


Figure I-12 support d'équipement électronique

Le support E5 porte l'équipement électronique pour assurer ces fonctions suivants :

- Système de référence inertielle / paramètre aérien (ADIRS)
- Système de commande de gestion de vol (FMCS).

I.2 La navigation inertielle

I.2.1 Introduction

La Navigation inertielle permet le guidage automatique de l'avion par rapport à la terre. Il s'agit d'un moyen autonome de navigation à l'estime ne nécessitant aucune infrastructure au sol.

De nos jours, cette navigation est généralisée dans tous l'espace aérien. Les moyens de Radionavigations en route permettent de confirmer la position et de recalibrer les systèmes inertiels.

I.2.2 Principe général de la navigation inertielle

La cinématique d'un point matériel énonce que l'on peut déterminer sa trajectoire par rapport un référentiel connu à partir :

- Des trois composantes de son accélération instantanée $\vec{\Gamma}_t$;
- Des trois angles de repérage de la direction de son accélération instantanée

Cela confère donc un aspect " vectoriel " aux calculs.

La navigation inertielle consiste à déterminer la position instantanée \vec{P} de l'avion par une intégration double dans le temps de son " vecteur accélération instantanée " $\vec{\Gamma}_t$ par rapport au trièdre de calcul terrestre ou référentiel de navigation (Tc), soit :

$$\vec{P} = \int_0^t \int_0^t \vec{\Gamma}_t . dt + \vec{V}_0 . t + \vec{P}_0$$

Bien entendu il faut connaître les conditions initiales à $t = 0$, à savoir les deux constantes suivants :

- Vitesse initiale \vec{V}_0 (nulle dans le cas d'un avion au sol)
- Position initial \vec{P}_0 .

Le trièdre de calcul (Tc) est défini par trois axes passant par le centre de la terre, \vec{X}_c , \vec{Y}_c et \vec{Z}_c , par rapport auxquels P a pour coordonnées :

- La latitude L mesurée suivant \vec{X}_c (à l'équateur $L = 0$);
- la longitude G mesurée suivant \vec{Y}_c (au méridien origine $G = 0$);
- L'altitude de géodésique Z mesurée suivant \vec{Z}_c ou l'altitude par rapport référence de pression déterminer ;

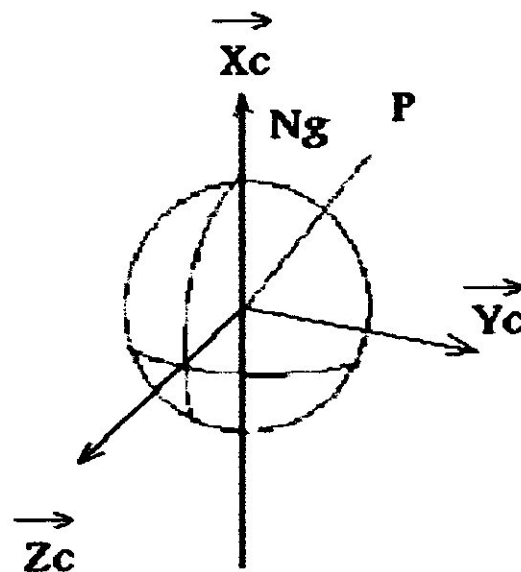


Figure I.13

- \vec{X}_c est défini par l'axe de pôles et orienter vers le pôle Nord géographique Ng ;
- \vec{Y}_c est perpendiculaire au plan (\vec{X}_c, \vec{Z}_c) est orienté vers le haut, et perçant la terre à l'équateur.
- \vec{Z}_c est perpendiculaire à \vec{X}_c , orienté vers le haut et perce la terre à l'équateur au point d'intersection avec le méridien " origine " de Greenwich ; toutefois, pour la navigation polaire en particulier, de manière à supprimer la convergence de méridiens, on peut être amené à utiliser un axe $\vec{Z}_g \neq \vec{Z}_c$ associé à un méridien origine spécifique définissant un Nord grille Ng (grid north).

On détermine directement le module de $\vec{\Gamma}_t$ par le rapport suivant :

$$\text{Module de résultante } \vec{F}_t \text{ des forces extérieure appliquées à l'avion} / (T_c)$$

Masse de l'avion instantanée

Ce rapport est totalement utopique au plan de la technique de mesure précise de ces grandeurs.

Or l'inertie d'un corps matériel se manifeste dès que son état de mouvement par rapport à un référentiel galiléen varie d'où l'équilibre permanent :

$$\vec{F}_t + \vec{F}_i = 0 .$$

Où \vec{F}_i est la force d'inertie opposée à F_t et à laquelle est sensible à tout accéléromètres. On ne mesure pas alors directement une force mais une accélération inertielle, ce qui justifie la dénomination « navigation inertielle ».

$\vec{\Gamma}t$ Etant l'accélération de l'avion, par rapport son centre de Gravité (CDG) par rapport (Tc) :

* l'intensité de $\vec{\Gamma}t$ sera fournie par 3 accéléromètres

* la direction de $\vec{\Gamma}t$ est donnée par 3 gyroscopes déterminant la disposition angulaire de (Ta) par rapport (Tc).

L'avion est repéré par le trièdre (T) défini par 3 axes Orthogonaux \vec{X} , \vec{Y} et \vec{Z} ayant pour origine le centre de gravité de l'avion.

- \vec{X} : Est l'axe de roulis (roll axis) ou axe longitudinale orienté vers l'avant de l'avion ;
- \vec{Y} : Est l'axe de tangage (pitch axis) ou axe latérale orienté vers la droite de l'avion ;
- \vec{Z} : Est l'axe de lacet (yaw axis) ou axe transversal perpendiculaire au plan (\vec{X} et \vec{Y}) et orienté vers le bas (Voir figure I.14).

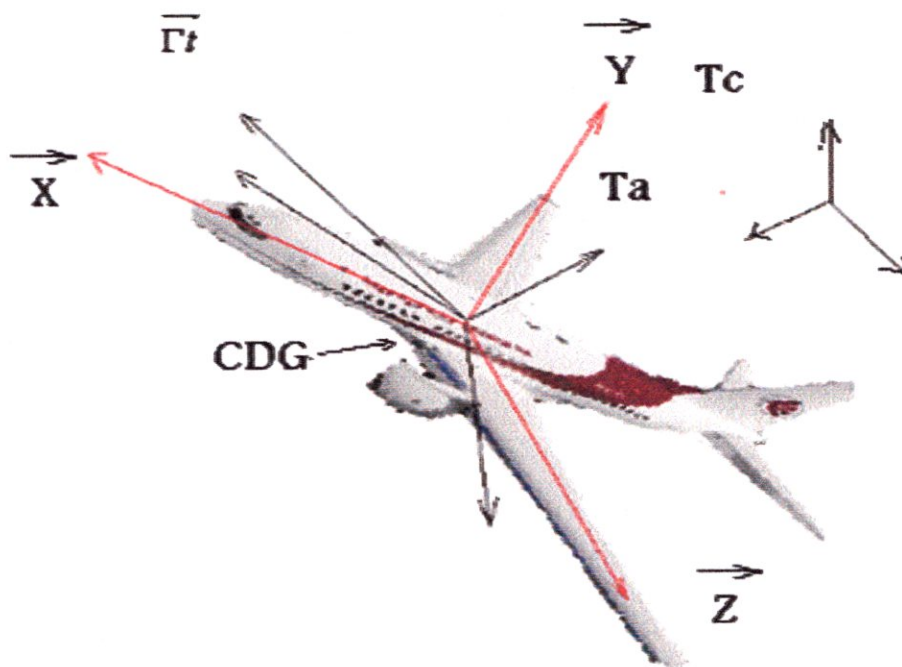


figure I-14

I.3. Type des centrales inertielles

I.3.1 Centrale inertiel à composants liés (IRS)

La centrale inertielle à composants liés ou IRS (Inertial Reference System) est un système de navigation autonome.

Les avions équipés d'IRS ont donc la possibilité de survoler des régions désertiques où des océans ou le recalage par des stations VOR-DME est impossible.

L'IRS détermine principalement des informations de caps, d'attitude, d'accélération et de navigation.

I.3.2 Centrale inertiel à plate forme stabilisée (INS)

1- **Composition** : la centrale INS est composée de :

- Supporte les capteurs inertiels (2 accéléromètres + 3 gyroscopes).
- Stabilisée à l'horizontale et en azimut en étant suspendu à la cardan, donc totalement désolidarisée mécaniquement de l'avion au moyen de 4 anneaux ou cadres pivotant autour de 4 axes d'articulation (plate forme 4 axes) :

- un axe vertical, autour du quel elle est stabilisée en azimut ;
- deux axes de site orthogonaux pour sa stabilisation à l'horizontale : dont

l'un dit roulis intérieur parallèle au plan vertical contenant l'axe de roulis \bar{x} et l'autre dit tangage parallèle au plan vertical contenant l'axe de tangage \bar{y}

- un axe dit roulis extérieur parallèle a axe de roulis \bar{x} , ce axe est le seul qui est solidaire de l'avion en tangage et lacet, bien que surabondant au plan cinétique, ce 4^{ème} axe permet de maintenir les 3 cadres intérieurs en position canonique correspondant à l'orthogonalité de leurs 3 axes d'articulation lors de mouvement conjugués (tangage plus lacet).

L'avion tourne en quelque sorte autour de la plate forme constituant un cœur inertiel

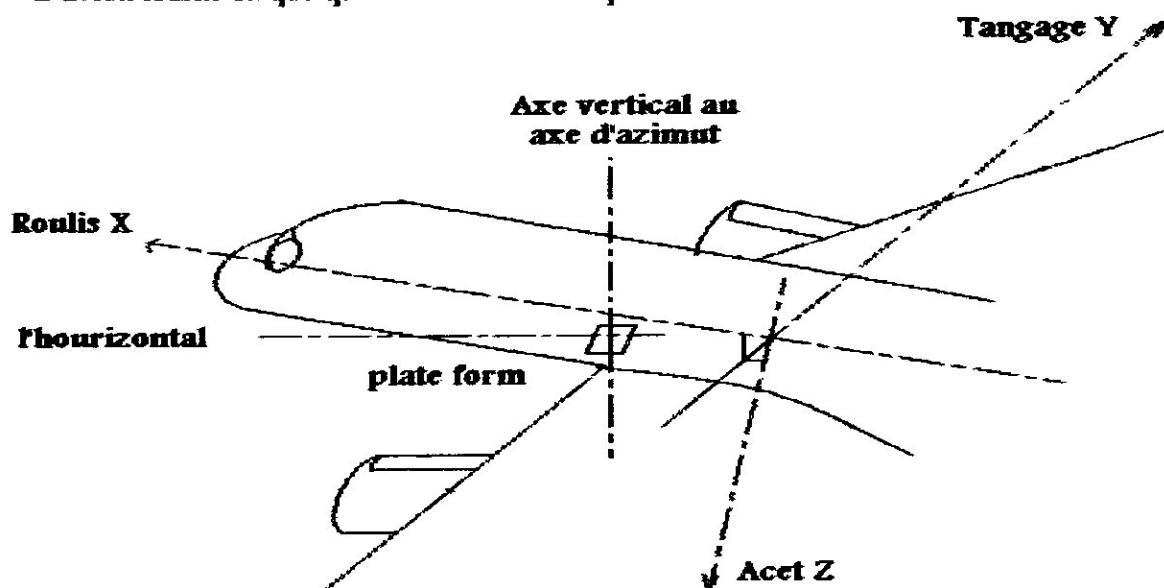


Figure I-15

La centrale INS permet par conséquent de disposer d'une référence de verticale pour déterminer l'attitude avion :

- Angle de tangage implique assiette longitudinale θ ;
- Angle de roulis implique inclinaison latérale \varnothing .

I.3.3. Comparaison des types de centrales actuellement en service

Le tableau I-1 présente une comparaison des centrales INS et IRS

TYPES	AVANTAGES	INCONVENIENTS
Centrales inertielles à plate – forme stabilisée (INS)	<ul style="list-style-type: none"> - La plate – forme stabilisée permet d'éliminer l'influence de la gravité terrestre au calcul 	<ul style="list-style-type: none"> - Asservissement de stabilisation complexes - Inerties des pièces mobiles importantes ⇓ masse élevée - Fonction à température relativement élevée (70 à 80°C) - Durée d'alignement importante - Coûts de maintenance très élevés car nombreuses pièces mécaniques
Centrales inertielles à composants liés (IRS)	<ul style="list-style-type: none"> - Absence de pièces mobiles et d'asservissement complexes - Masse modeste - Fourniture directe des vitesses de roulis, tangage, lacet et des accélérations suivant les axes correspondants - Facilité de dialogue avec d'autres systèmes (ADC, FMS, EFIS, GTR...) - Facilité d'hybridation des informations fournies avec récepteurs VOR / DME, GPS ⇒ intégration "systèmes" - Sécurité de fonctionnement élevée - Testes automatiques (BITes) - Durée d'alignement réduite - Coûts de maintenance ≤ ceux des centrales INS 	<ul style="list-style-type: none"> - Mise à jour fréquente des données mémorisées et évolutives dans le temps - Volume des calculs très important ⇒ modes dégradés limités - Performances légèrement inférieures par rapport centrales INS mais restent néanmoins leur utilisation

Comparaisons de deux types de centrale inertielle

L'installation de centrales INS sur avion « longs courriers » a permis de supprimer les navigateurs sur les parcours transocéaniques. Les avions sont équipés de trois centrales pour assurer la redondance et le « lever de doute » en cas de divergence d'informations fournies par 2 de ces centrales.

L'intégration des systèmes se limite pour ces centrales à la relation fonctionnelle « centrale INS - Pilote Automatique (PA) » comme le montrée la figure I-16

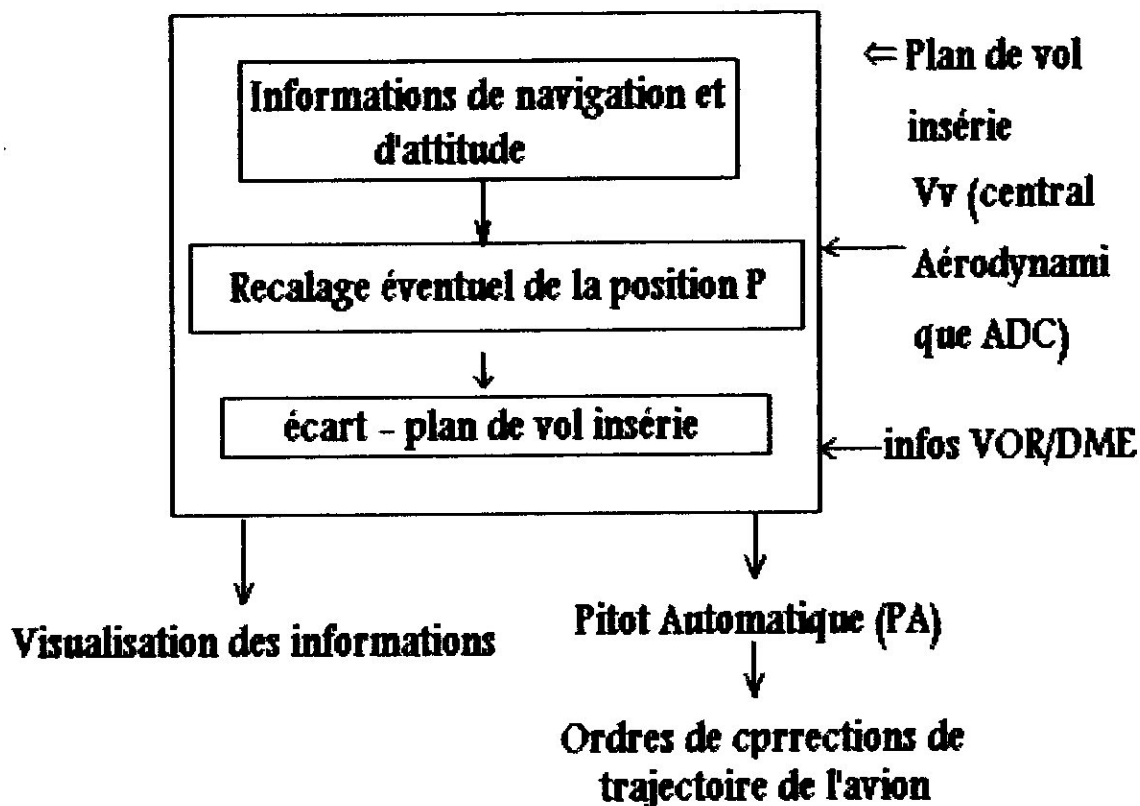


Figure I-16

Pour les centrales du type « IRS », l'intégration des systèmes » consiste a un dialogue direct « IRS - Systèmes (avion) » par bus numériques, en particulier pour le guidage automatique du vol (CADV) (forme évoluée du PA/DV classique) au travers du FMS (flight management system) qui hybride les informations de position P de l'IRS avec celles déduites des informations VOR/DME. Ceci vaut pour les avion de transport moyens et longs courriers désormais équipés basiquement de centrales IRS qui sont à considérer à cet égard comme des capteur polyvalent ou des périphériques du FMS.

Le schéma ci-dessous présent fonctionnellement la relation fondamental « IRS-FMS CADV » assurant la conduite du vol

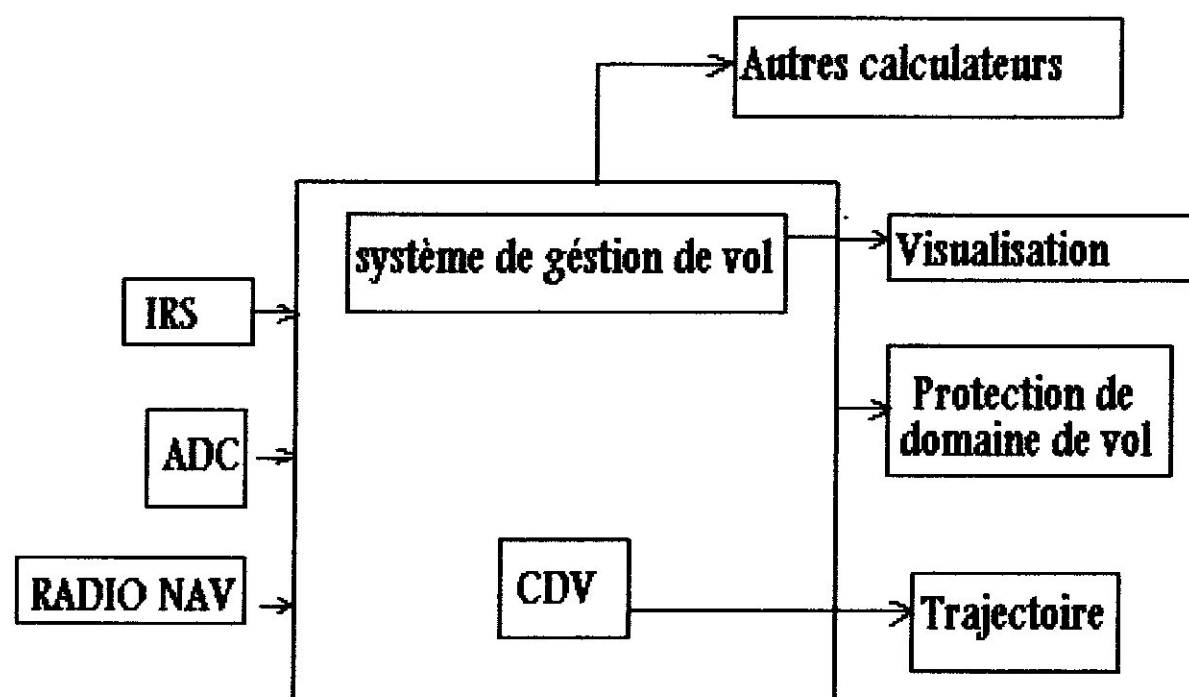


Figure I-17 IRS-FMS CADV

I.3.4 Les capteurs de l'IRS (Accé Gyro – Inertial Sensor)

Le module des capteurs (figure I-18) est un bloc rigide sur lequel sont fixés les gyrolazers et les trios accéléromètres asservis assemblés sur un support particulier (TRIAD).

Ce bloc contient également une alimentation haute tension destinée à la production des faisceaux LASER et une mémoire ROM de calibration des capteurs.

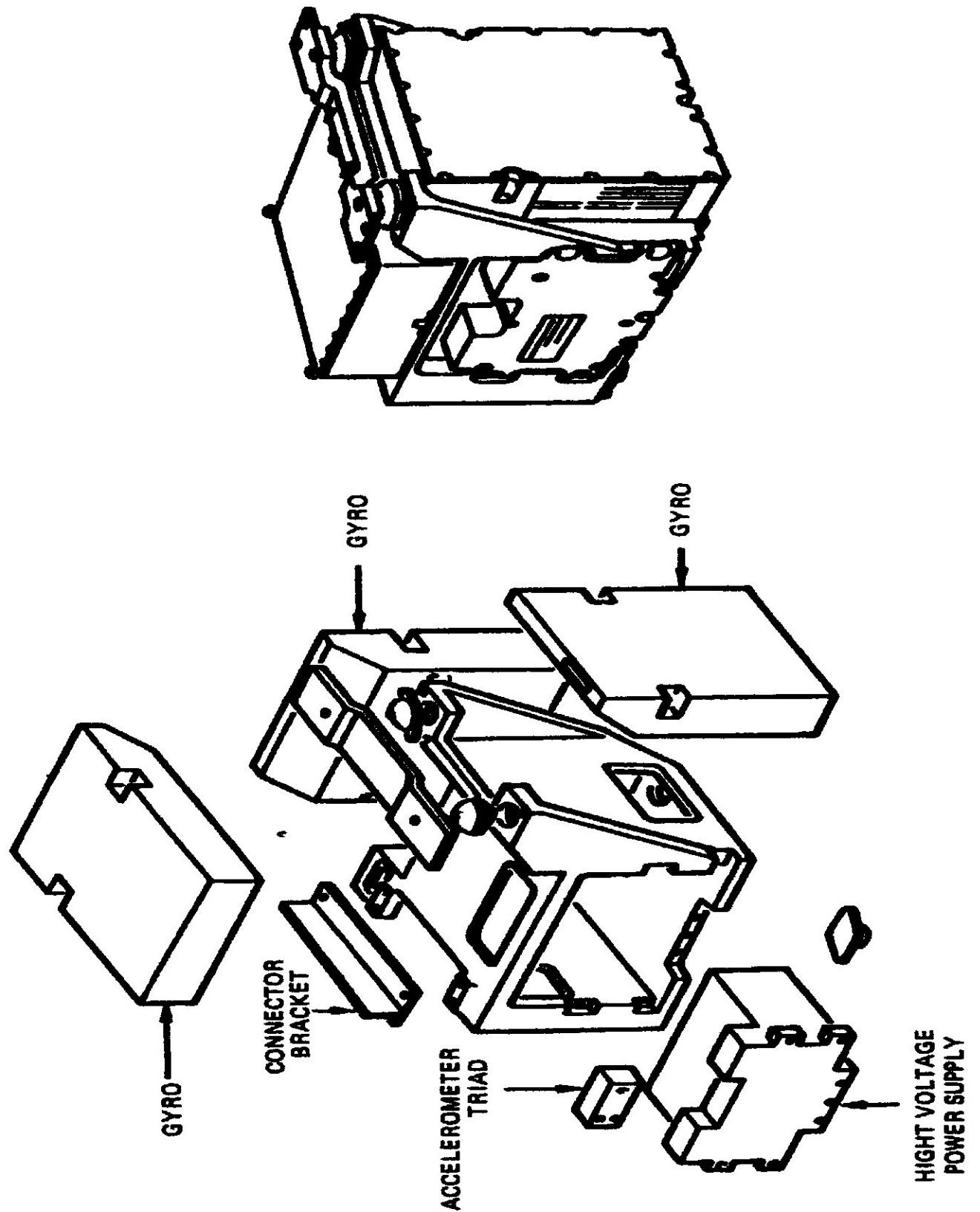


Figure I-18 Module des capteurs

a)-Accéléromètres (figure I-19) :

Ce sont des accéléromètres pendulaires à un axe sensible.

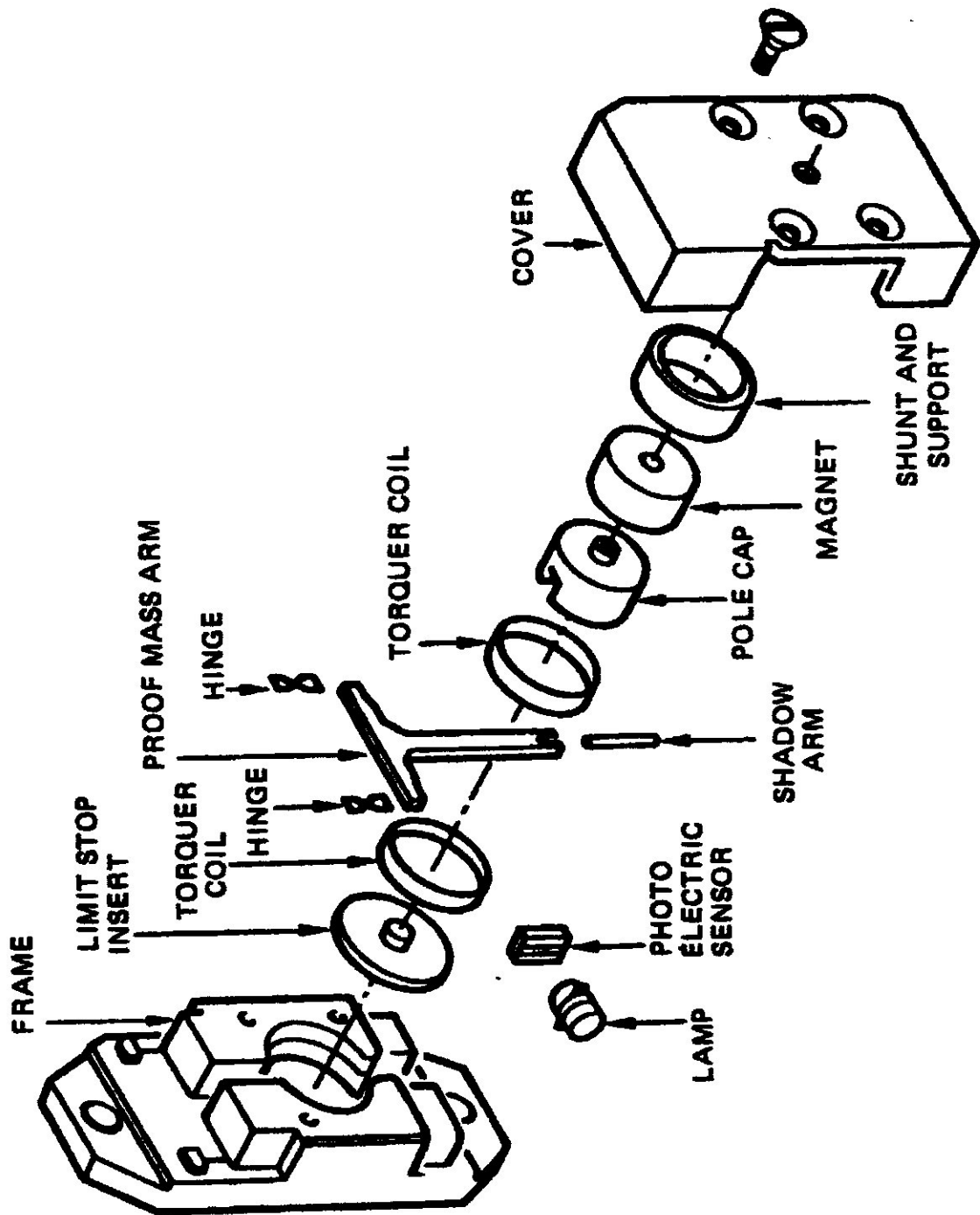


Figure I-19 Accéléromètre

Caractéristiques du TRIAD

- Dimensions : 15*8*8mm
- Masse : 120grammes
- Plage de mesure : $\pm 25g$
-6
- Seuil : 10 g

Principe de fonctionnement

Le déplacement de la sensible constituée par une tige métallique suspendue est détecté par deux capteurs photo sensibles qui reçoivent la lumière produite par une diode émissive.

Un bras attaché à la tige sensibles qui divise la lumière reçue par les deux capteurs.

A l'équilibre, chaque capteur reçoit la même quantité de lumière.

L'asservissement maintient cet équilibre au moyen de deux bobines d'asservissement.

Le courant dans ces bobines est proportionnel à l'accélération détectée.

La valeur de cette accélération est obtenue en mesurant le courant le courant d'asservissement traversant les bobines.

b) GYROLASER (figure I-20)

Ces gyrolaser utilisent le principe suivant :

2 faisceaux LASER se déplacent en sens inverse dans une cavité optique de 28 centimètres de périmètre.

Les deux faisceaux se déplacent dans un plan perpendiculaire à l'axe de rotation (axe de détection des mouvements angulaires).

La rotation avion à détecter a pour effet d'augmenter le trajet optique du faisceau tournant dans le sens de la rotation avion et a pour effet de diminuer le trajet optique du faisceau tournant dans le sens inverse de la rotation avion.

La fréquence de chacun des faisceaux LASER s'accorde sur la longueur du trajet optique du périmètre apparent.

En un point de la cavité, on détecte par un procédé optique la différence de fréquence des deux faisceaux qui est directement liée à la valeur du déplacement angulaire.

Le bloc détecteur comporte quatre miroirs aux quatre angles, une cathode et deux anodes pour la production des faisceaux LASER.

Le détecteur de franges dues à la différence de fréquence est placé à un angle de la cavité.

La détection est réalisée au moyen d'un détecteur double hétérodyne à photodiodes, installé sur un prisme plaqué à l'arrière du miroir d'angle.

Dans un autre angle, sont placés deux photos détectrices, à l'arrière du miroir.

Ils sont utilisés pour la régulation de la longueur de trajet optique.

Dans les deux autres angles sont placés,
Deux dispositifs piézo-électriques liés aux miroirs et assurant le réglage de la longueur de trajet optique.

La détermination des vitesses angulaires étant réalisé par la mesure d'une différence de fréquence des faisceaux LASER, la résolution du gyroscope et de la sensibilité fréquence/vitesse de rotation.

Pour éviter ce défaut, on anime le gyroscope d'un mouvement angulaire qui permet de différencier toujours les fréquences des deux faisceaux.

Ce mouvement provoqué s'ajoutant au mouvement à mesurer est pris en compte dans la mesure.

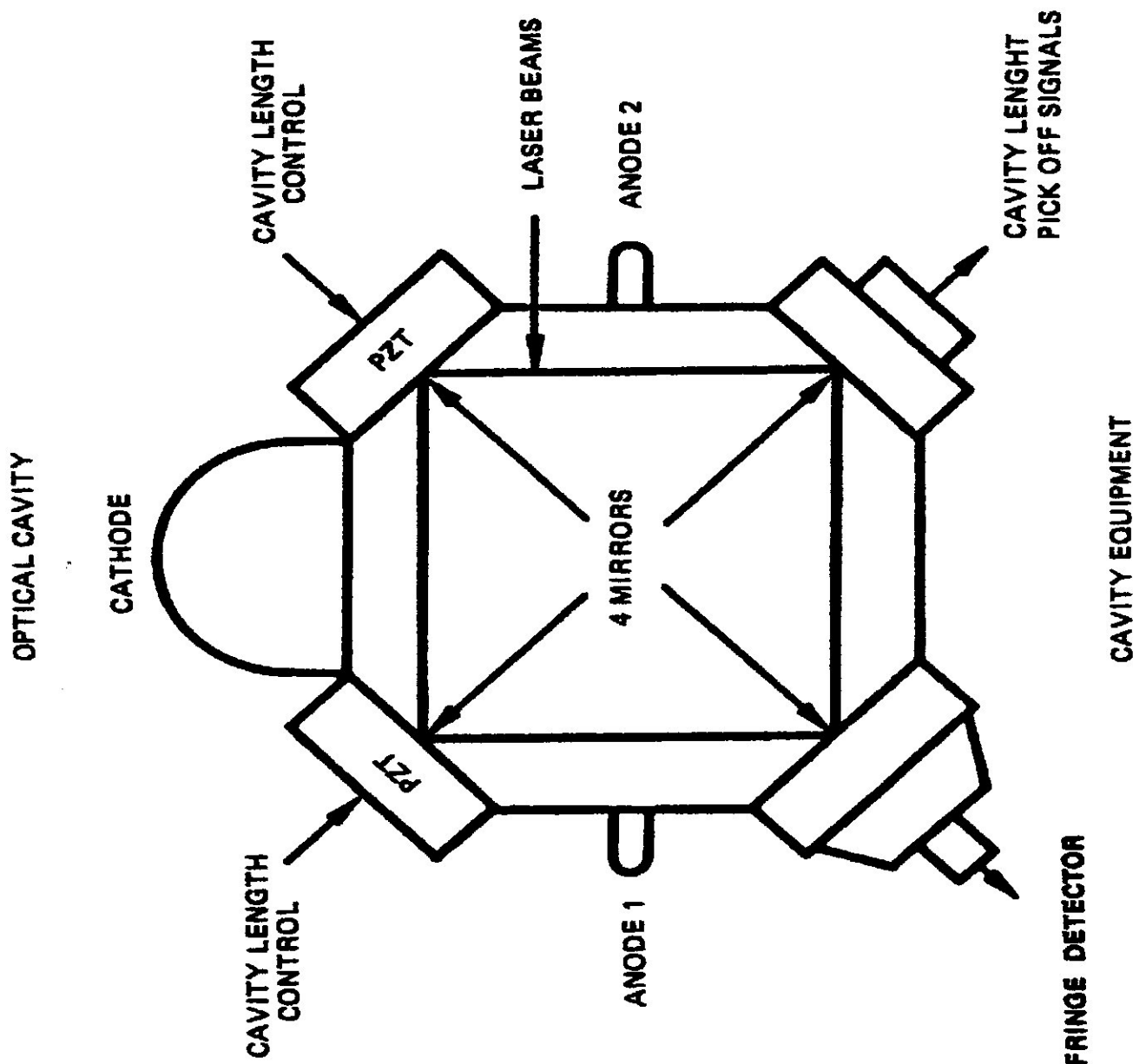


Figure I-20 Gyrolazers

I.3.5. Informations fournies par une centrale inertielle

A. Informations de base

- position P traduire par 2 coordonnées :
- Latitude L (géographique) ;
- La longitude G (géographique) ;
 - Orientation « avion » par rapport méridien « origine » : cap vrai CV (true Heading HDG) ;
 - Orientation « trajectoire / terre » : route vraie Rv (Track Angle TK) ;
 - Angle de dérive (Drift Angle DA = Rv-Cv) ;
 - Vitesse / terre : vitesse – sol Vs (Ground Speed GS) ;
 - Angles d'attitude (Assiette Longitudinale Θ et Inclinaison Latérale Φ)

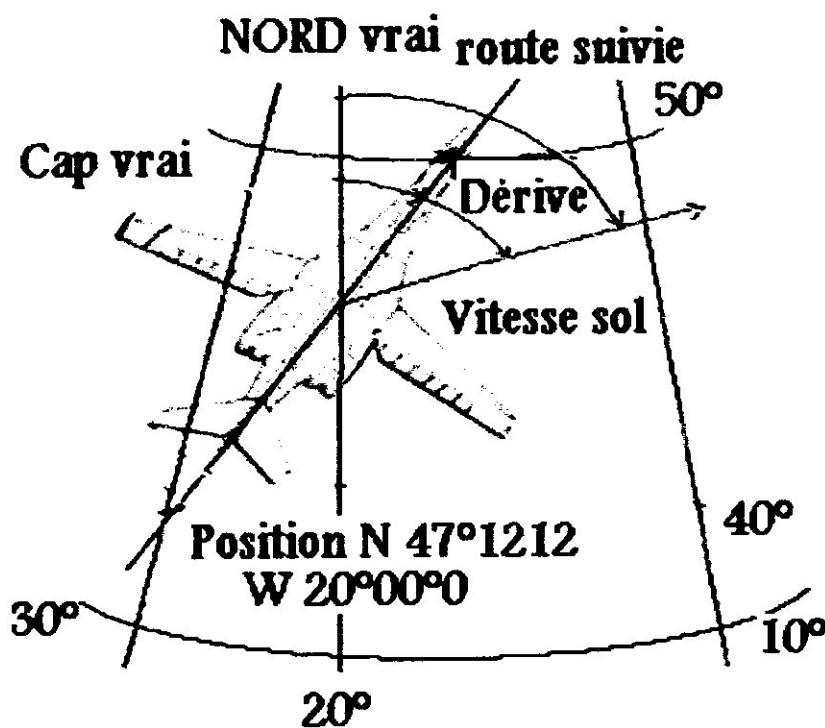


Figure I-21

B. Informations complémentaires :

- Route vraie DSRTK (desired Track) et distance orthodromique entre 2 points mémorisés dans plan de vol ;
- Ecart latéral XTK (cross track) par rapport à cette route ;
- Erreur de route TKE (track error) entre la route suivie et la route désirée ;
- Temps estimé ou prochain point (en fonction de la vitesse sol GS) ;
- Intensité et direction du vent WIND (élaborées à partir de l'information de vitesse vraie TAS (true air speed) fournie par une centrale aérodynamique

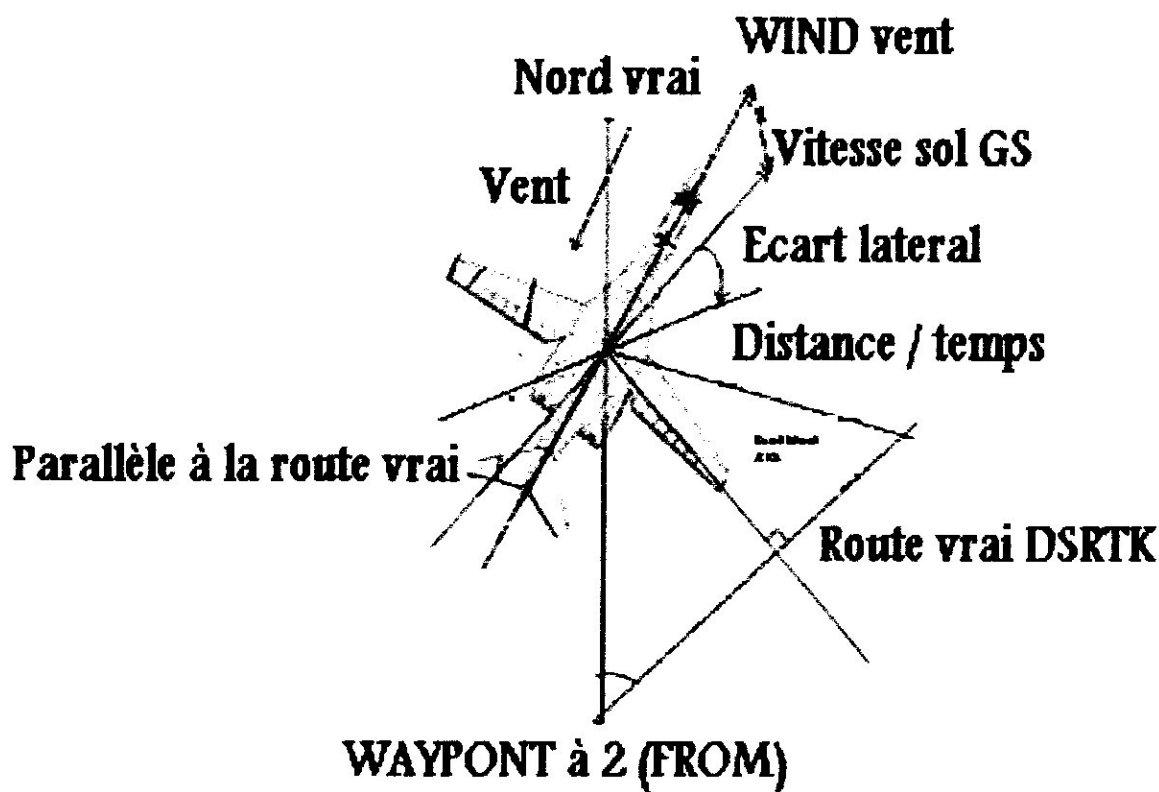


Figure I-22

I.3.6. Mesures fournies par les capteurs inertiels

- Les trois accéléromètres constituant le trièdre accélérométrique T_a ne mesurent pas directement l'intensité de $\vec{\Gamma}_t$ par rapport (T_c) :
- Les trois gyroscopes ne déterminent pas directement la direction de $\vec{\Gamma}_t$, donc la disposition angulaire de $(T_a) / (T_c)$;

Car leur mesures son définies par rapport référentiel absolu puis doivent être compensées par calcul

a - Mesure accélérométrique

C'est un signal électrique représentatif du déplacement d'un élément sensible à une accélération Γ par rapport référentiel absolu, et à la gravité terrestre \vec{g} .

Tout accéléromètre est schématisable par une masselotte de masse m glissant sans frottements sur une raie rigide solidaire d'un support (infiniment rigide) et retenue par rapport à celui-ci par un ressort de raideur k idéalement apte à se déformer identiquement à la traction et la compression.

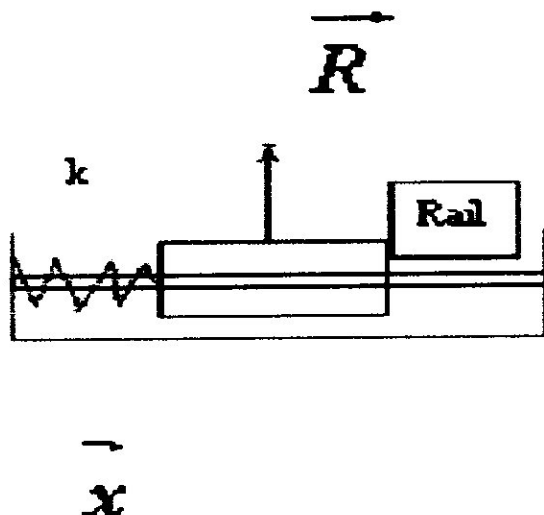


Figure I-23 schéma de principe d'un accéléromètre

$\vec{\Gamma}$ Étant l'accélération appliquée à l'accéléromètre par rapport référentiel absolu. La masselotte est soumise :

- À la réaction \vec{R} rail par rapport masselotte perpendiculaire \vec{X} ;
- À l'effet de l'accélération d'inertie $\vec{\Gamma}$;
- À l'effet de la gravitation local $\vec{\Phi}$, attraction massique intrinsèque de la terre dirigée vers son centre (donc radiale) ;
- À la force de rappel $k\vec{X}$ du ressort s'exerçant suivant l'axe du rail ou "axe sensible \vec{X} ", x étant le déplacement de la masselotte.

B – Mesure gyroscopique

C'est un signal électrique

- Soit représentatif d'une vitesse angulaire Ω par rapport référentiel absolu, fourni par un gyromètre (rate gyro) ;
- Soit représentatif d'un angle \mathcal{G} fourni par un gyroscope (gyro), donc évolutif / terre du fait de la fixité de son axe propre / référentiel absolu.

I.3.7. L'alignement

La connaissance de la position initiale \vec{P}_0 implique donc la connaissance géographique et de la disposition angulaire initiale du trièdre accélérométrique (Ta) par rapport trièdre terrestre (Tc) ; d'où :

- Connaissance de L_0 et G_0 , coordonnées géographique du départ P_0 (insérée par le pilote) ;
- Connaissance de Cv_0 , cap vrai de l'avion de départ entre la projection \vec{x}^h de l'axe de \vec{x} de (T) sur le plan horizontal et le méridien local

définissant la direction de Ng. C'est l'alignement automatique en azimut effectué par un mode spécifique de toute centrale inertielle ;

- Connaissance de angles d'attitudes Θ_0, Φ_0 de l'avion de départ. C'est l'alignement automatique en site, donc parrapport plan horizontal, effectué par un mode spécifique de toute centrale inertielle.

Le mode d'alignement doit être compatible avec les exigences opérationnelles de l'avion au parking :

- Au niveau de la durée (phase la plus courte possible) ;
- Au niveau du chargement (absence de mouvement de passagers ou de fret manière à éviter tout niveau vibratoire important ou choc).

I.4. Organisation générale

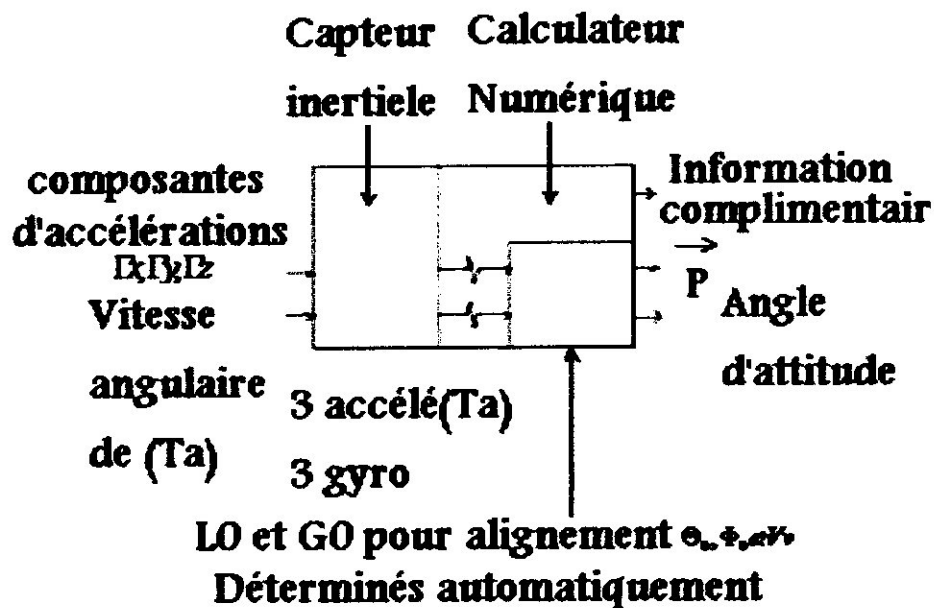


Figure I-24

- (T_a) est fixe parrapport l'avion, donc parrapport (T) indépendant de celui - ci.
- Les signaux issus des capteurs inertiels sont traités par un calculateur numérique à grande vitesse de traitement effectuant :

- la compensation des mesures accélérométrique et gyroscopiques ;
- un filtrage statique
- l'élaboration des angles d'attitude ;
- la double intégration de $\vec{\Gamma}_T$;
- des calculs annexes de valeurs de paramètres de navigation ;
- l'alignement en site et en azimut ;
- le recalage éventuel de position à l'aide d'informations extérieures de radionavigation.

Chapitre II

Centrale inertielle à composants liés

II Centrales inertielles a composants lies (IRS)

II-1 Introduction (figure II-1)

Trois centrales à inertie fournissent à l'équipage les informations :

- De roulis
- De tangage
- De cap magnétique
- De position présente

Ces informations sont présentées sur l'écran de pilotage PFD (Primary Flight Display), sur l'écran de navigation ND (Navigation Display), sur les RMI ADF et VOR/VOR

En cas de panne de ces centrales, un horizon de secours et un compas de secours fournissent l'assiette et le cap.

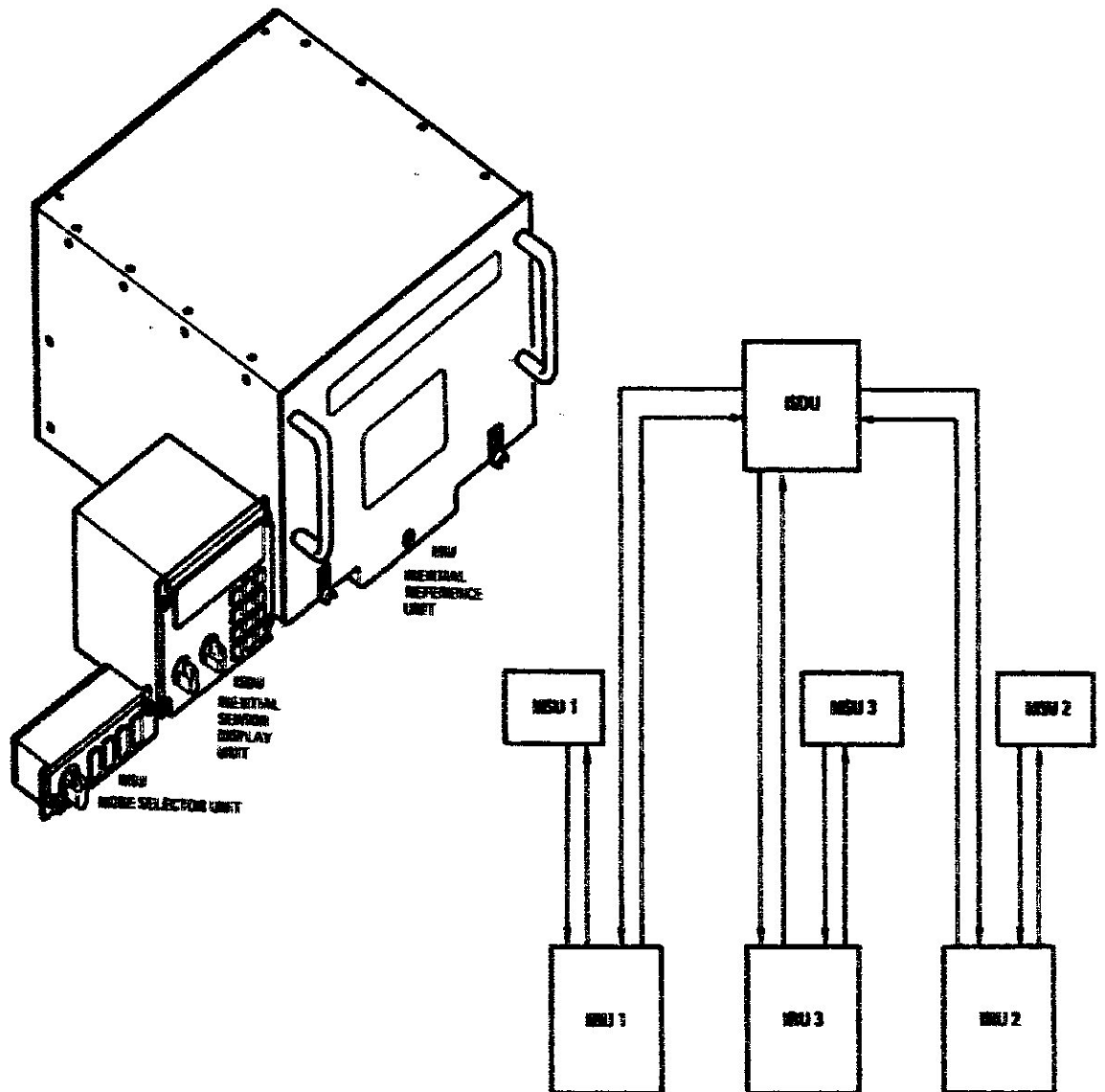


Figure II-1

II.2 Constitution et principes fonctionnels

II.2.1 Constitution

Les centrales inertielles (IRS) comportent quatre éléments Boîtier de sélection de mode (figure II-1)

- Boîtier de commande et de visualisation CDU (Control Display Unit) ou ISDU (Inertial system display unit) ou MCDU (Multipurpose control display unit) ; (figure II-1)
- Boîtier IRU (Inertial référence unit) comportant les capteurs initiales et le calculateur ; (figure II-1)
- Boîtier de batterie de secours \Rightarrow BU (battery unit) ;
- Interface « home /machine) de système de gestion de vol FMS (flight management system)

II.2.2 Principes fonctionnelles

Trois accéléromètres A_x , A_y et A_z constituent le trièdre (Ta) accélérométriques il sont parrallèle a axes de roulis \vec{X} , tangage \vec{Y} et lacet \vec{Z} de l'avion Trois gyrolazers G_x , G_y et G_z disposés suivant les axes de (Ta), mesurent les vitesses angulaires de (Ta) / espace absolu ;

Les calculateurs numériques traiter les signaux d'entrée fournis par les 6 capteurs inertiels.

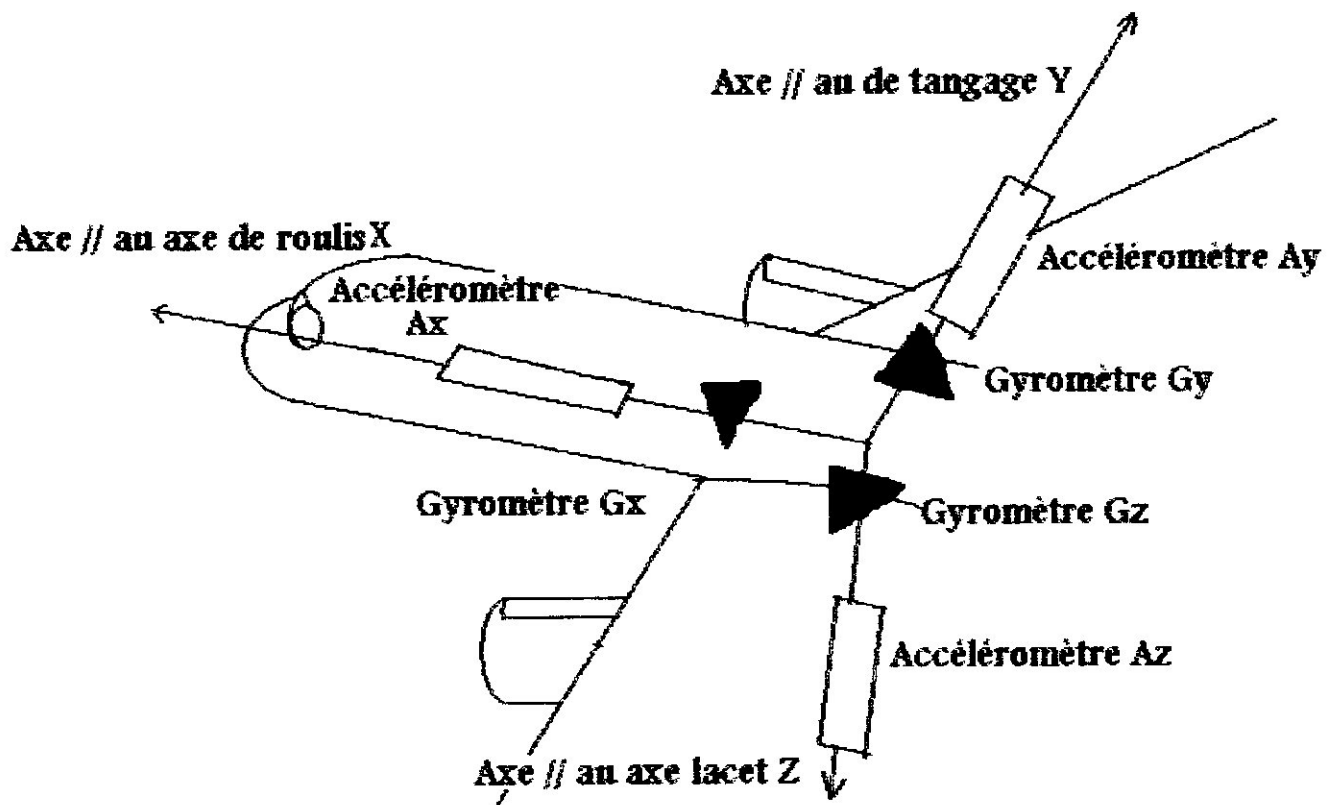


Figure II-2 Disposition des capteurs inertiels parraport avion (Ta)

II.3. Types de l'IRS en service

Les centrales IRS classiques fournissant des informations de navigation et des informations d'attitude ;

Les centrales ADIRS (Air data Inertial Reference System) "hybrids" fournissant :

- * Des informations aérodynamiques \Rightarrow fonction "ADC" (Air data computer) ;
- * Des informations de navigation et des informations d'attitude \Rightarrow fonction IRS.

II.4. Signaux d'entrées et de sorties

Le calculateur reçoit trois mesures accélérométriques (A_x, A_y et A_z) basiquement analogique, convertie en numérique à l'entrée.

Et trois vitesses angulaires Ω_x, Ω_y et Ω_z

II.5. Exploitation des signaux d'entrée

Ces signaux sont d'abord traités par le calculateur pour effectuer les différentes compositions nécessaires :

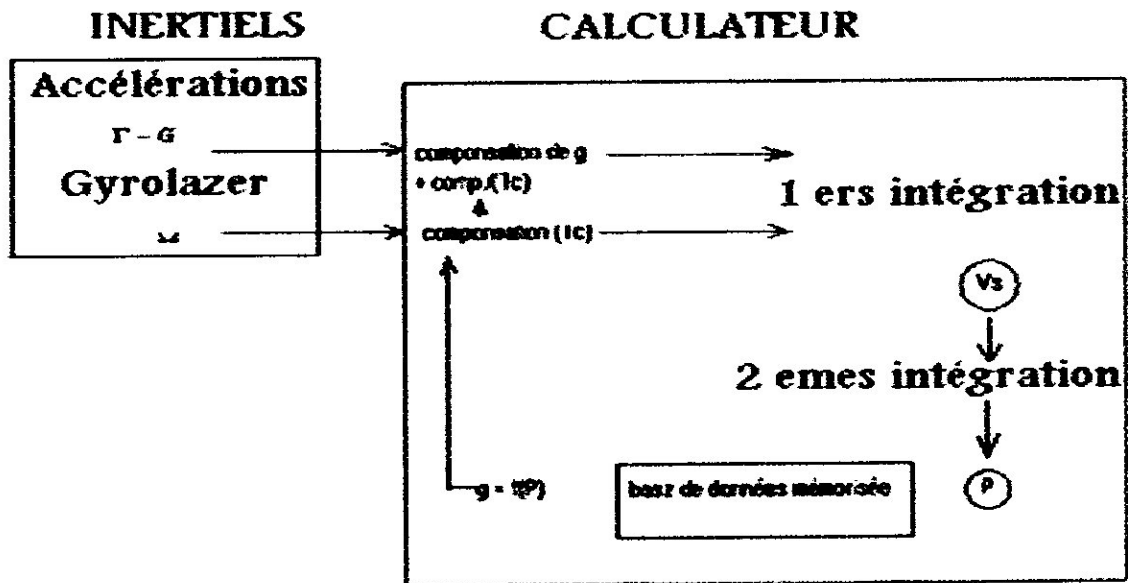
- les signaux A_x, A_y et A_z sont à compenser de la valeur local de g puis par rapport (T_c) ;
- les vitesses angulaires mesurées Ω_x, Ω_y et Ω_z sont à compenser par rapport (T_c), pour déterminer la position angulaire de (T_a) / (T_c), à partir de la disposition angulaire initiale (T_{a0}) / (T_c) à l'alignement.

Angles d'attitude Θ_α et Φ_α ;

Cap vrai initial C_{V_α} .

Une fois les signaux A_x, A_y et A_z sont compensés subissent la double intégration

▲ CAPTEUR



Insertion de LO et GO (Alignemet) Vitesse V_v (ADC) P+ autres informations

Figure II-3

Pour déterminer les angles Θ , Φ et Cv , le calculateur effectue en permanence les opérations suivantes :

$$\Theta = \Theta_0 + \int_0^t q dt \text{ ou } q = \Omega_y - \Omega_y t = \text{vitesse de tangage } / (Tc)$$

$\Omega_y \uparrow$ Composante de rotation terrestre suivant $\overline{y't}$.

$$\Phi = \Phi_0 + \int_0^t p dt, \text{ ou } p = \Omega_x - \Omega_x t = \text{vitesse de roulis}$$

$\Omega_x \uparrow$ Composante de la rotation terrestre suivant $\overline{x't}$.

$$Cv = Cv_0 + \int_0^t r dt, \text{ ou } r = \Omega_z - \Omega_z t = \text{vitesse de lacet.}$$

$\Omega_z \uparrow$ Composante de la rotation terrestre suivant $\overline{z't}$.

La détermination de ces 3 composantes de $-\overline{\Omega t}$ nécessite évidemment celle de la disposition angulaire de $(Ta) / (Tc)$, c'est - à dire celle de Θ , Φ , Cv et P (L et G) d'où la nécessité d'algorithmes à grande vitesse de traitement.

II.6 Distribution des informations (Figure II-4)

Cette figure présente les différents chemins et liaisons entre la source d'information (IRS) et les unités de calcul (FMS, FMC, ADC.....) et les distributeurs d'affichages (ECAM, EFIS, RMI VOR/DME, RMI/ADF, VSI, Horizon, Compas).

A - Information d'assiette

L'assiette est présentée sur les écrans de pilotage PFD.

- le PFD 1 présente les signaux du générateur de symbole SGU 1 qui reçoit les informations de l'IRS 1
- le PFD2 présente les signaux du générateur de symbole SGU 2 qui reçoit les informations de l'IRS 2
- l'IRS trois est reliée aux SGU 1 et 2 peut remplacer l'IRS 1 ou l'IRS 2 suite à un transfert
- le SGU trois peut remplacer le SGU 2 suite à un transfert.

B - Information de cap

Les centrales IRS calculent le cap magnétique à partir du cap vrai. La centrale corrige le cap vrai de la déclinaison magnétique du lieu. Celle-ci est obtenue par un circuit donnant la valeur de la déclinaison en fonction de la position actuelle.

Les informations de cap magnétique provenant des IRS sont présentées sur :

- L'écran de pilotage PFD
- L'écran de navigation ND

La distribution des informations de cap et les transferts possibles en cas de panne d'IRS ou de SGU sont identiques à la distribution et aux transferts d'assiette.

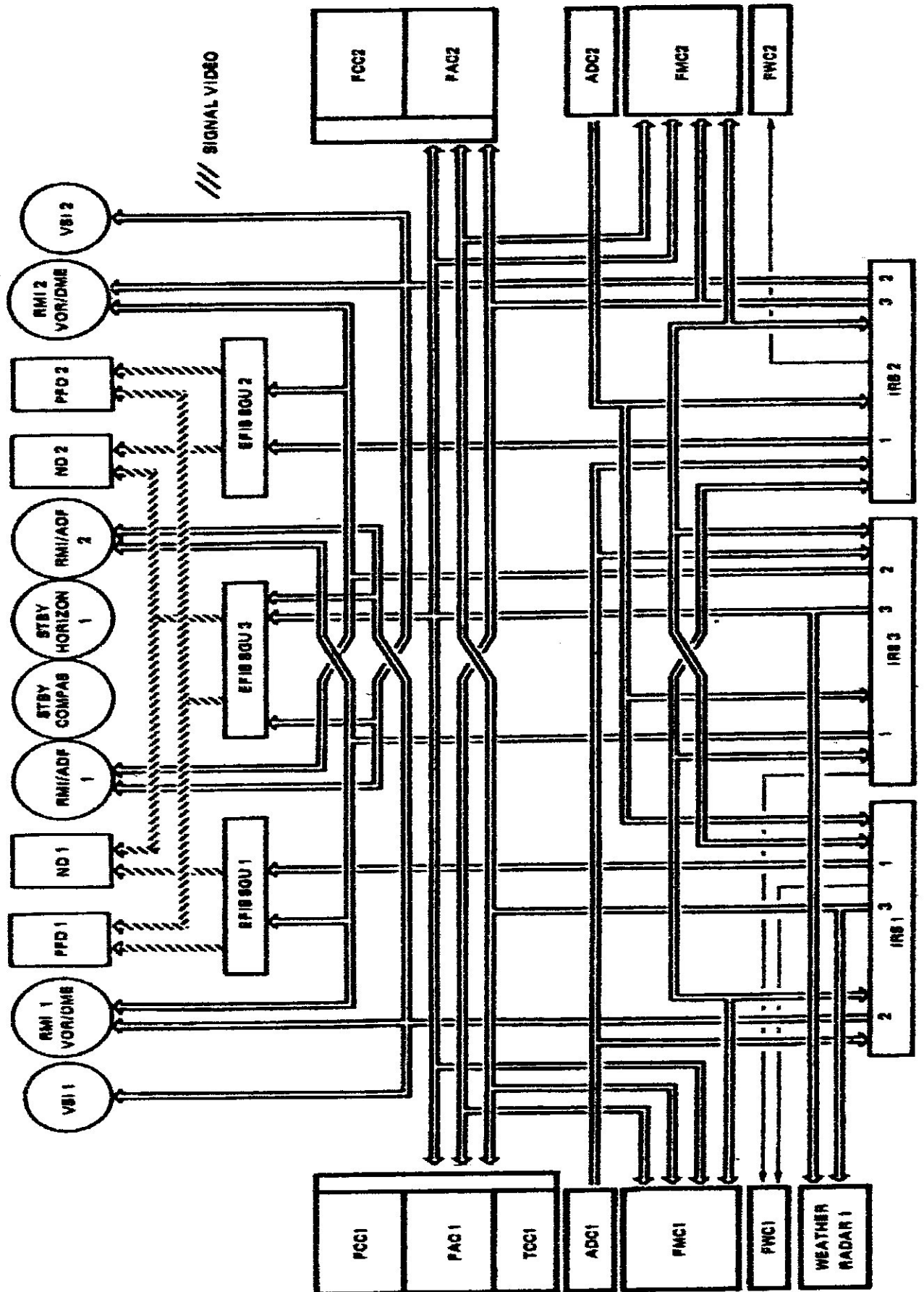


figure II - 4 Distribution des infomations

II.7 Autres informations fournies par l'IRS

A- le variomètre commandant (pilote) (figure II-5) indique normalement la vitesse verticale fournie par l'IRS.

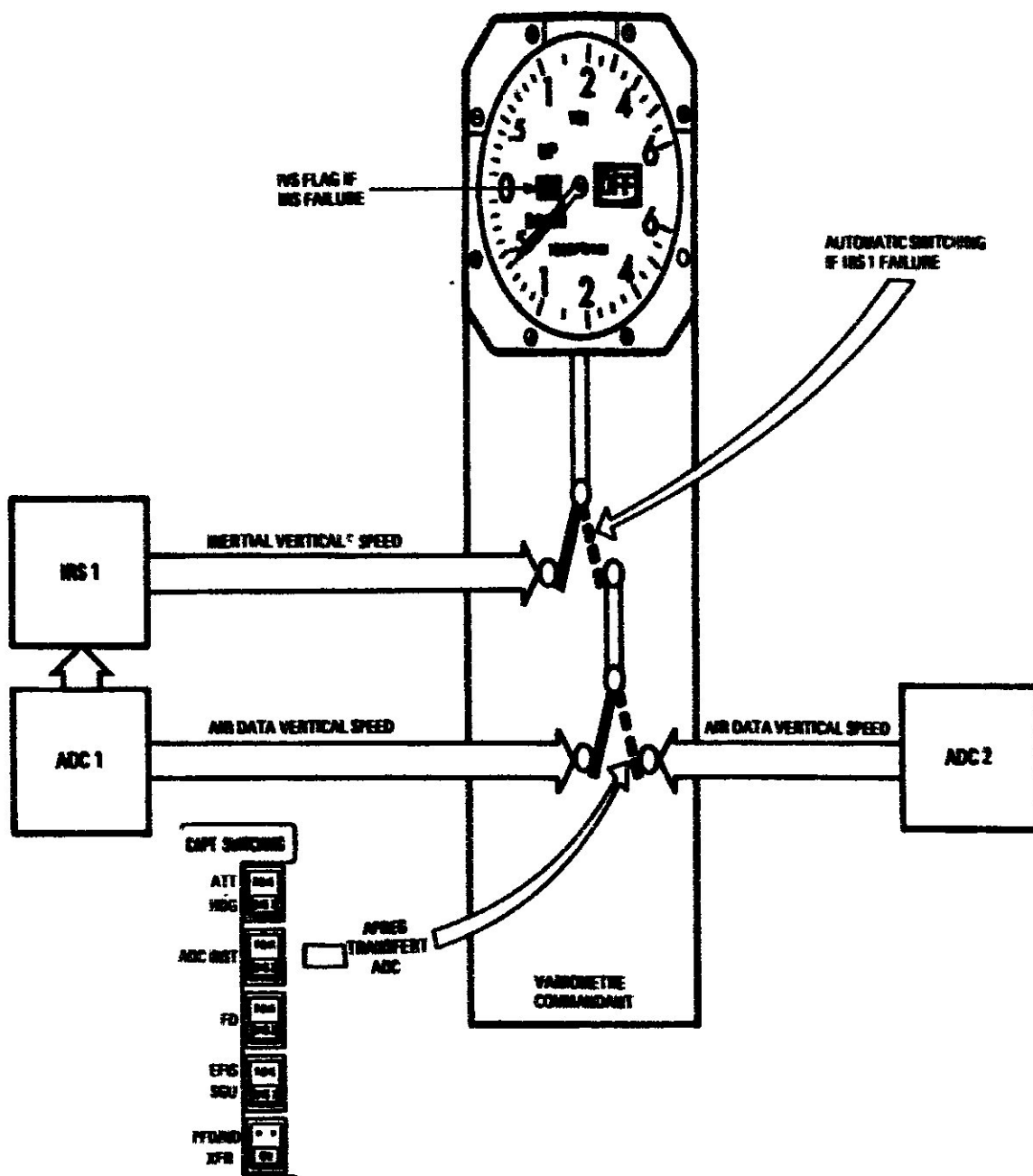


Figure II – 5 Variomètre

Cette vitesse verticale est obtenue à partir du vario barométrique fourni par l'ADC et à partir de mesures d'accélération inertiellees. Elle est disponible 2 minutes après la validité des signaux ADC. Elle subsiste 30 secondes après disparition de cette validité.

Si l'IRS 1 (IRS 2) n'est pas disponible, il montre le vario fourni par l'ADC 1 (ADC 2) ou de l'ADC 2 (ADC 1) après transfert.

Dans ce cas, le drapeau ambre IVS est apparent.

B - sur l'écran de pilotage, un trapèze situé sous l'index en haut de la sphère indique l'accélération latérale.

C - l'assiette est envoyée vers le radar pour la stabilisation d'antenne.

D - le FMC ainsi que le CADV (figure II - 4) reçoivent des informations des IRS.

Il s'agit de :

- Position
- Vitesse
- Accélération
- Taux de roulis, lacet, tangage
- Vent.

II.8 Utilisation pratique de l'IRS (sol + vol)

L'insertion de la position instantanée se fait pendant l'alignement. L'IRU calcule d'avance la position (Latitude), et le comparer avec l'information de position entrée pour assurer que le calcul est juste.

L'insertion d'information de position se fait une seule fois pour les deux IRU à travers deux chemins l'ISDU ou FMS CDU.

L'insertion par l'ISDU (figure II - 7)

On peut utiliser le clavier de l'ISDU pour entrer l'information de la position instantanée à l'IRUs. Le sélecteur d'affichage ne peut pas tester nous pouvons entrer premièrement latitude ou longitude.

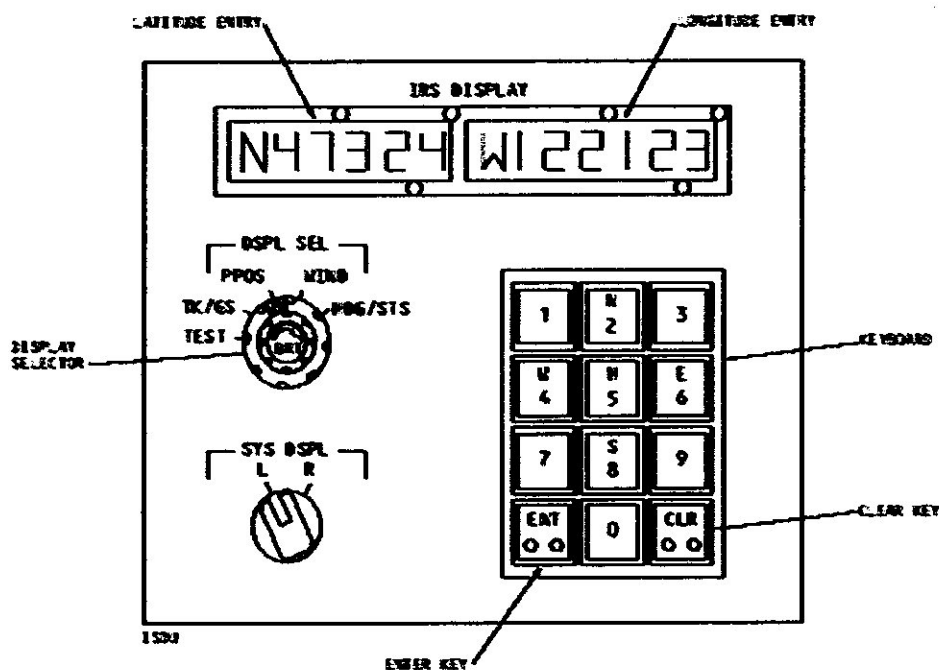
Latitude

Pour entrer la latitude nous suivons les étapes ci - après :

- Mettre le sélecteur de mode en position PPOS.
- Poussez l'un des ces deux clef N2 ou S8.
- Les lettres N et S sont affichés à l'écran gauche de l'ISDU.
- Le bouton ENT allumé.
- Utilisez le clavier pour entrer la valeur de l'attitude.
- Appuyez le bouton ENT pour transférer l'information à l'IRU.
- Le bouton ENT éteindre.

La longitude

L'intégration de longitude est semblable à l'entrer de latitude. Mais avec les clefs W4 ou E6. L'information de longitude affichera à droite d'écran de l'IRS.



ADIRS - ISDU PRESENT POSITION ENTRY

Figure II - 7

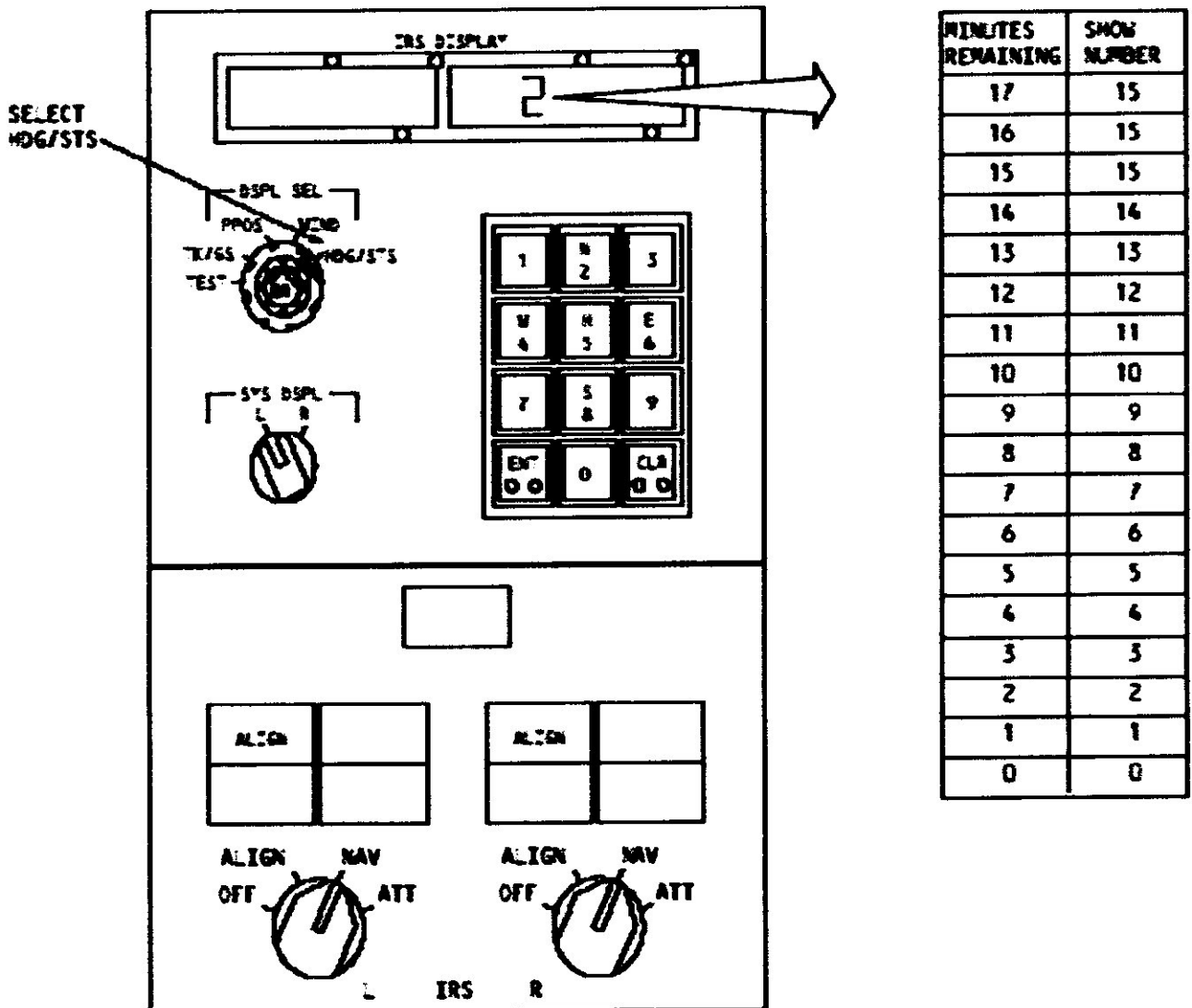
Temps d'alignement (figure II - 8)

Nous pouvons voir le temps resté d'alignement sur l'ISDU avec le déplacement de sélecteur de mode (DSPL SEL) au position HDG/STS, le temps indiqué à l'écran droite on minutes. C'est le temps reste pour l'alignement.

Pour 17 minutes d'alignement, 15 indiqués à droite de l'écran de l'IRS dans les trois premières minutes. Après les trois minutes, l'écran compte rebours jusqu'à 0.

A la fin de temps d'alignement l'IRU est branchée sur mode navigation si :

- Le sélecteur est en position NAV.
- La position instantanée est entrée.



ADIRS - ALIGNMENT TIME
Figure II - 8

Mouvement d'IRS : (figure II – 9)

Dans le cas ou les IRUs détectent les mouvements du l'avion :

- le mode d'alignement s'arête après 30 secondes.
- Un code d'état 03 indiqué à l'ISDU.
- L'IRS MOTION affiché au **scratchpad** de CDU.

Quand les mouvements stoppés les IRUs réfèrent un nouvel alignement, et le code 03 caché. On pousse la clef CLC accordent sur le CDU pour enlever le message IRS MOTION du scratchpad CDU.

(Voir figure)

Note :

Pour avoir le code d'état 03 positionner le sélecteur d'affichage au HDG/STS.

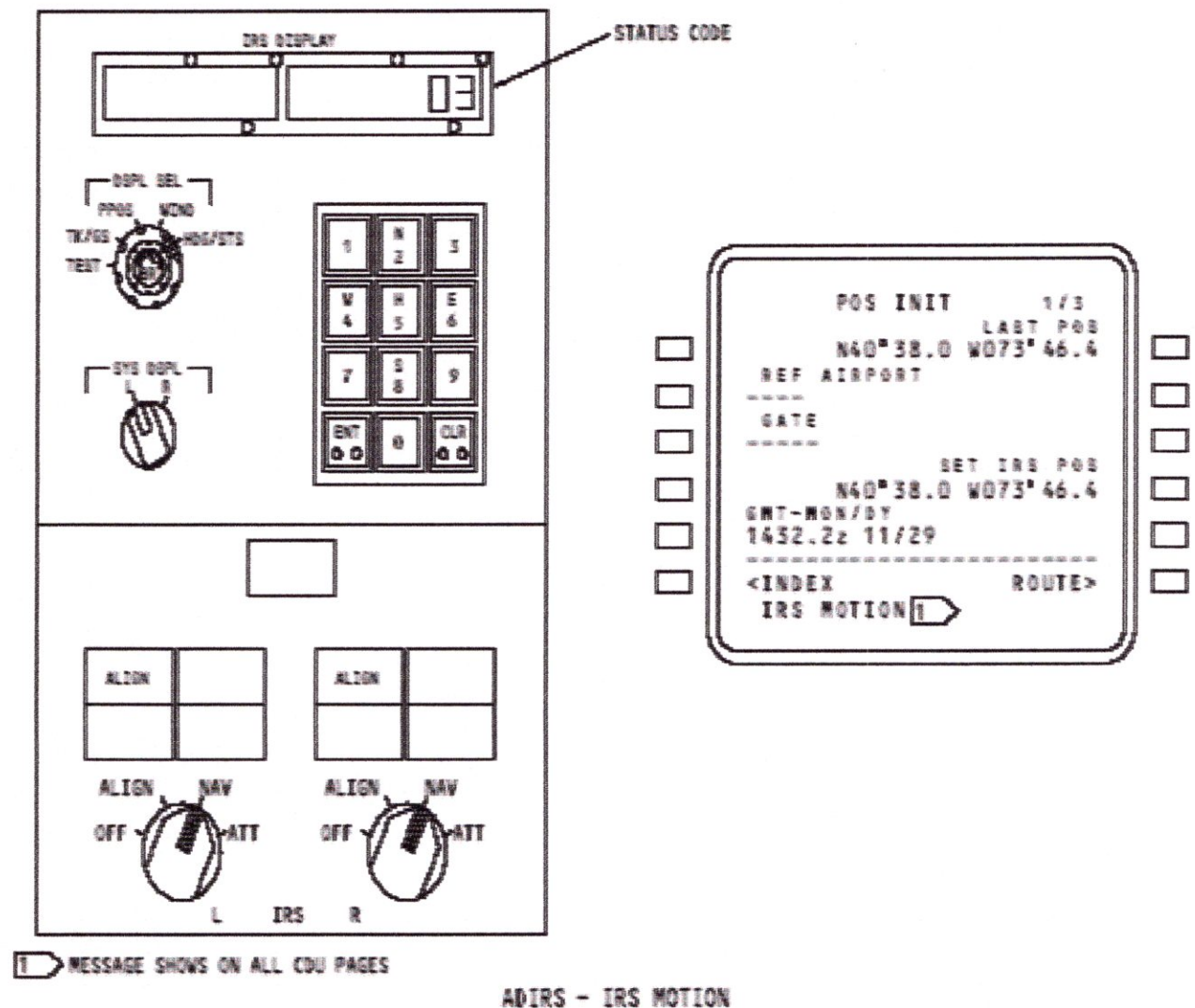


Figure II - 9

Différence en position (défaut de position insérée)

Durant l'alignement (figure II – 10)

L'IRU garde un rapport sur la dernière position calculée , et quand on fait entrer une autre information de position qui est dépassé un degré de différence parraport à la dernière latitude ou longitude enregistrée, ces choses se produisent :

Les messages suivants sont affichés

- ALING light éclair.
- Le code 04 indiqué sur l'ISDU.
- Le message ENTER IRS POSITION indiquée au CDU.

Et si l'information entrée est la même alors ces choses se produisent :

- Aucun éclair.
- Le code 04 est supprimé.
- ENTER IRS POSITION est supprimé.

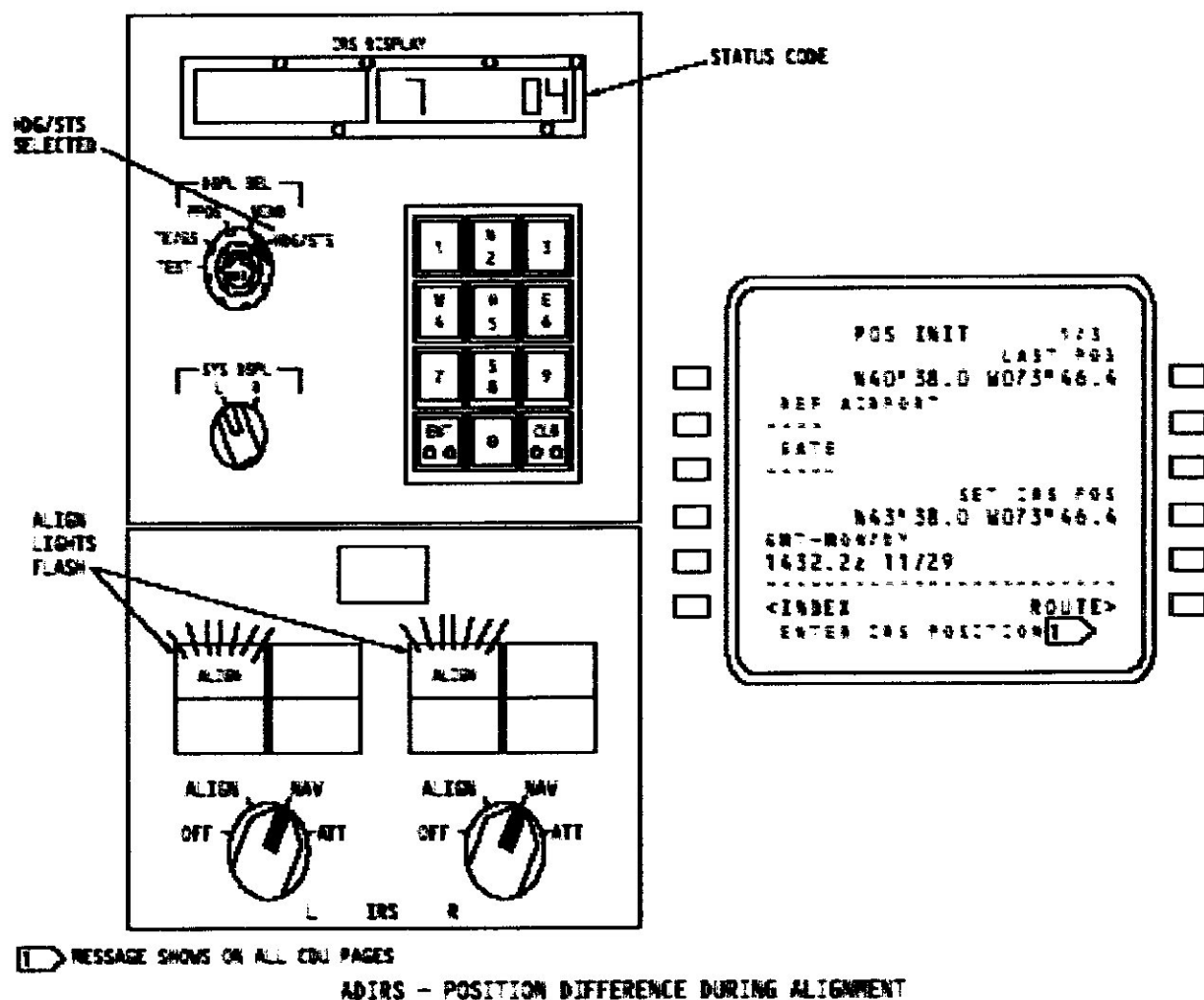


Figure II – 10

Après l'alignement (figure II - 11)

Si latitude calculée à la fin de période de l'alignement est différente de la latitude entrée, ces choses se produisent on à :

- ALING light éclair.
- Le message SET IRS POSITION indiquée au CDU.
- L'ISDU indique un temps d'alignement 0.
- Le code est hors de vue sur l'ISDU.

Si on entre encor la même latitude ces choses se produisent on à :

- Le voyant ALIGN.s'allume
- Le voyant FAULT s'allume.
- Le message SET IRS POSITION est supprimée.
- Le code 02 est affiché sur l'ISDU.

Si il y à une différence de latitude on à :

- L'IRU calculera une fausse latitude.
- Latitude entrée est fausse.

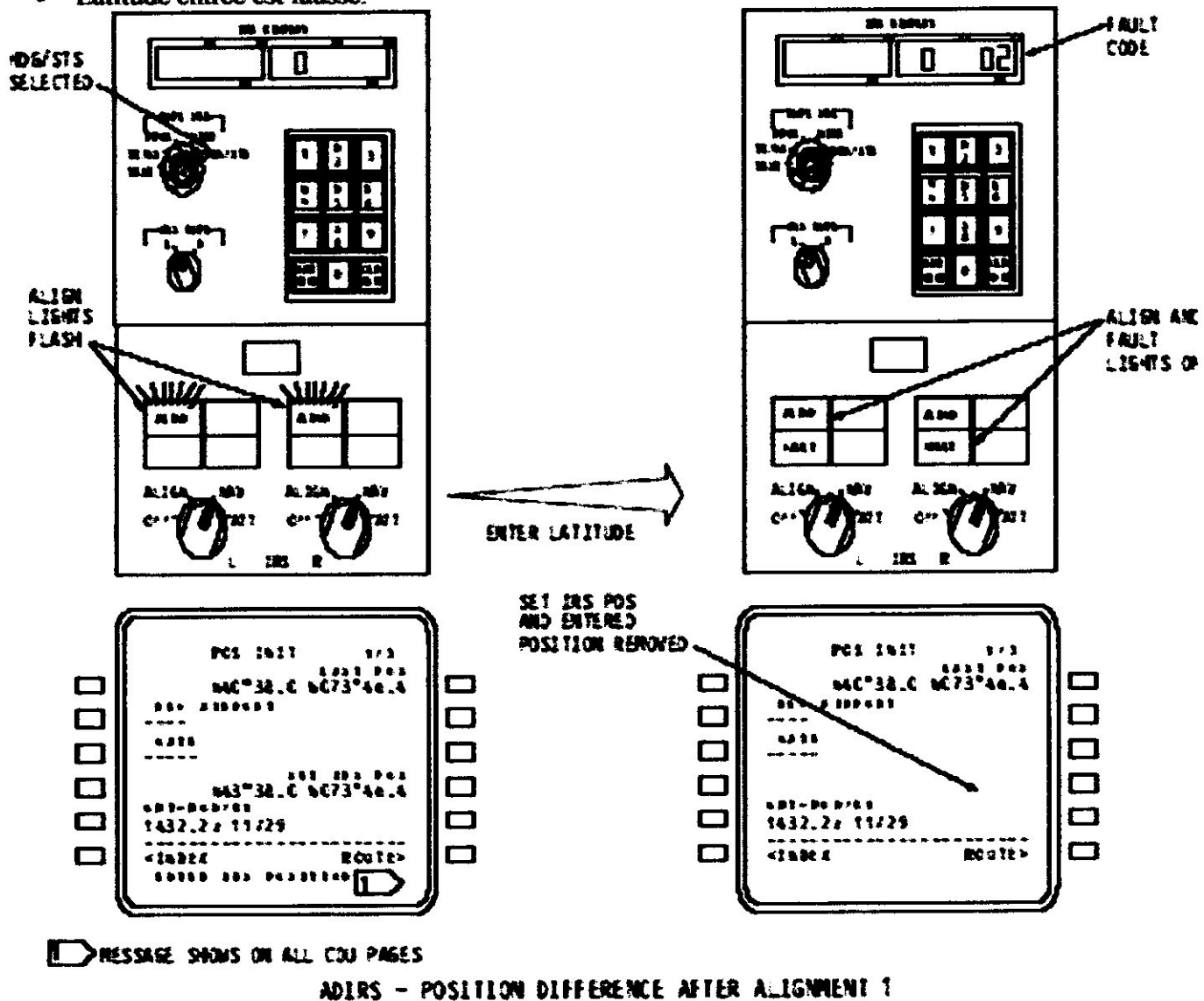


Figure II - 11

La correction de position (figure II – 12)

Pour entrer la position correcte on suit les étapes ci-après :

- Déplacez le sélecteur de mode au mode ALIGN
- Utilisez le clavier de l'ISDU pour entrer la latitude et longitude.
- D'une manière corrète quand la valeur de la latitude entrée est correcte, le voyant FAULT s'éteindre.
- Déplacez le sélecteur de mode on position NAV.
- Le voyantALIGN éteindre et l'IRU est entrée au mode navigation.

Note :

Si l'IRUs ne peut pas être au mode navigation alors fait une autre alignement.

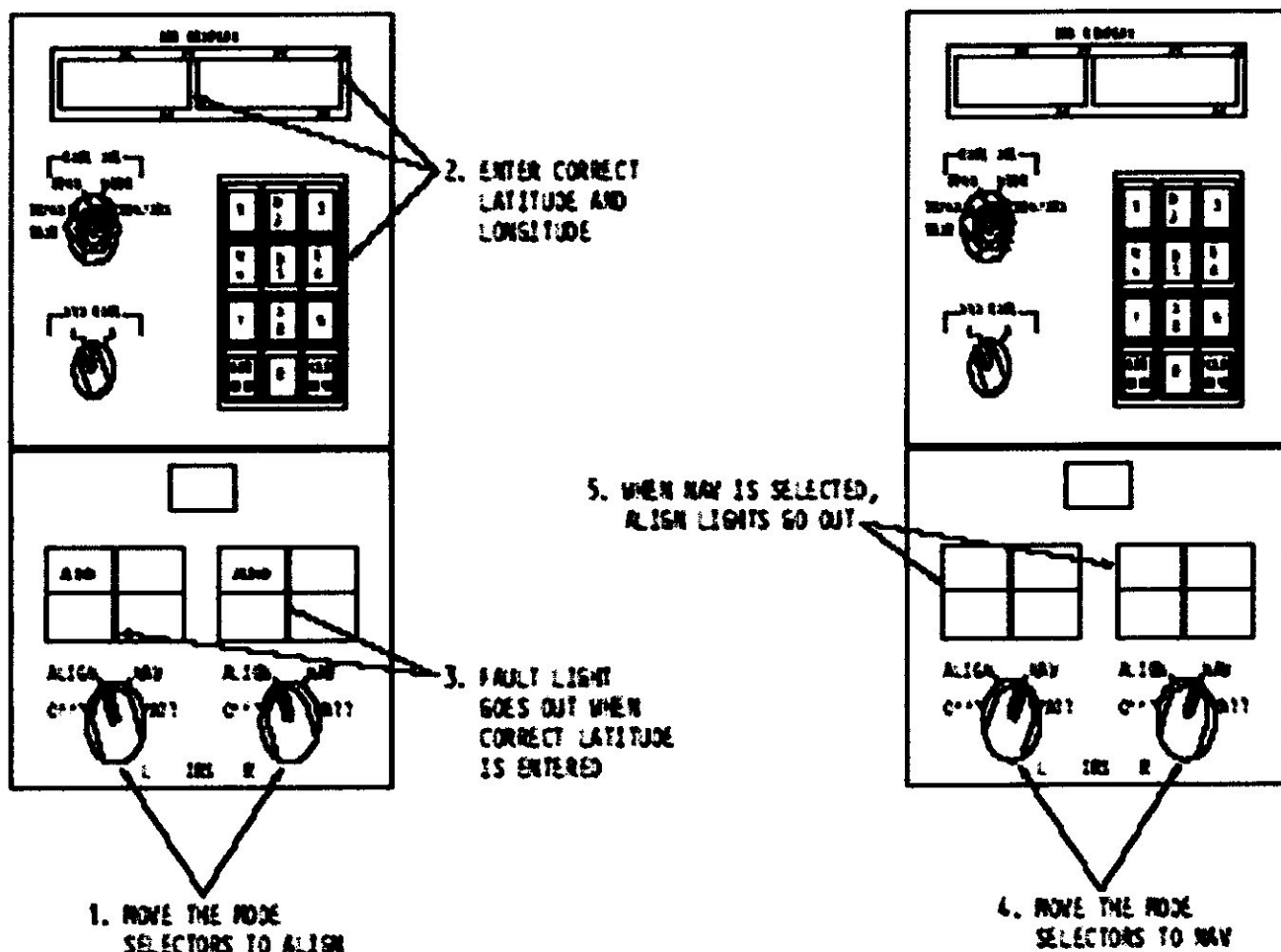


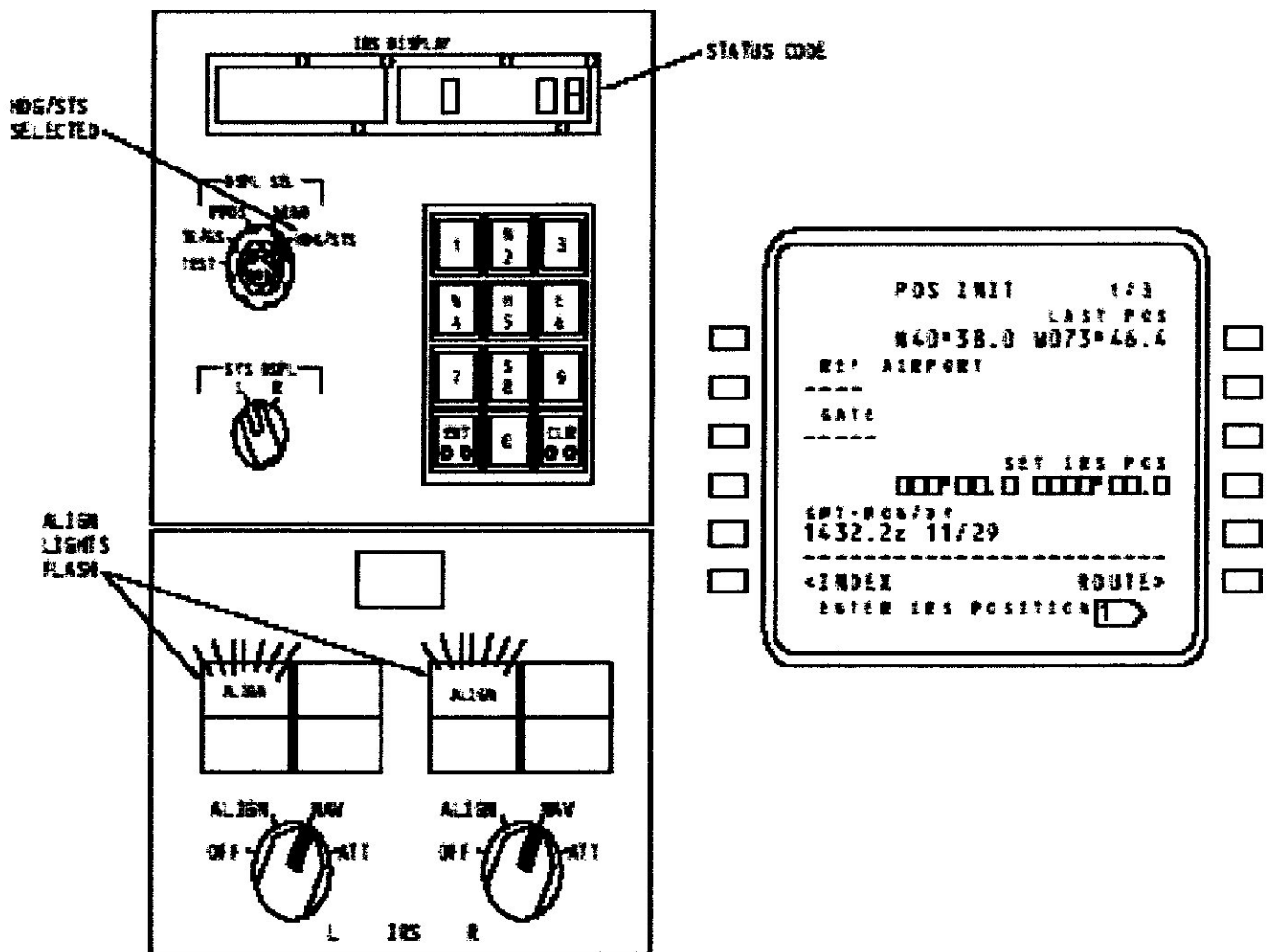
Figure II - 12

Aucune position entrées (figure II – 13)

Si la période d'alignement est terminée et la position n'a pas encore été entrée, ces choses se produisent :

- Le bouton ALIGN est allumé.
- Le code 08 indiqué à L'ISDU.
- Un message ENTER IRS POSITION est indiqué sur CDU.

On utilise le CDU ou l'ISDU pour faire une autre insertion de position.



IT MESSAGE SHOWS ON ALL CDU PAGES

Figure II - 13

Le mode attitude (figure II – 14)

En utilisant le mode attitude (ATT) quand on est besoin de l'informations tangage et rouli, ou les fonctions de navigation l'IRU réduite. On peut sélectionner le mode ATT au sol ou on vol. Pour avoir le mode attitude on déplace le sélecteur à la position ATT. L'IRU prend un temps de deux seconde pour retenir le mode.

Quand fait sélectionner le mode attitude, le voyant ALIGN allume 30 secondes. Durant ce temps l'IRU calibrer au zéro degré sur pitch et roll. Si l'avion est en vol, le pilote garde l'avion stable jusqu'à que le bouton ALIGN éteindre.

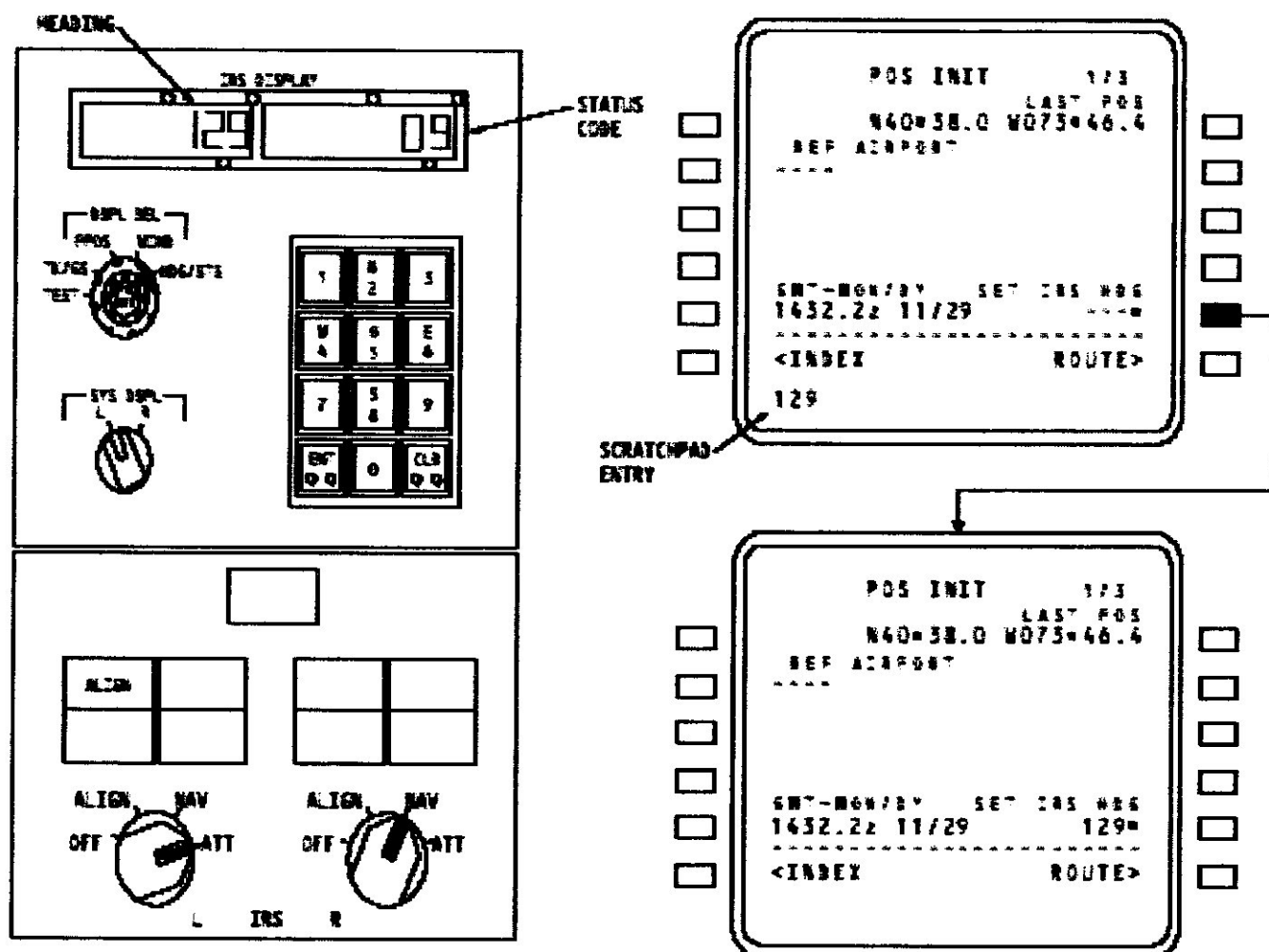


Figure II - 14

Mode IR

Le tableau ci – dessus montrer les modes qu'on peut sélectionner.

Les modes à sélectionner	Les résultats
OFF TO ALIGN (l'avion n'est pas au mouvement)	ADIRU GOES TO ALIGNMENT MODE. ALIGN LIGHT COMES ON.
OFF TO NAV (l'avion n'est pas au mouvement)	ADIRU GOES TO ALIGNMENT MODE. ADIRU AUTOMATICALLY GOES TO NAV MODE AT END OF ALIGNMENT PERIOD IF PRESENT POSITION IS ENTERED.
NAV TO ALIGN TO NAV (l'avion n'est pas au mouvement)	ADIRU VELOCITY SET TO 0. RESET LEVEL. ALIGN LIGHT COMES ON FOR 30 SECONDS.
NAV TO ALIGN (l'avion n'est pas au mouvement)	SETS VELOCITY TO 0. RESETS LEVEL AND HEADING. ALIGN LIGHT COMES ON.
OFF, ALIGN, OR NAV TO ATT	ADIRU GOES TO ATTITUDE MODE AFTER 2 SECONDS. ALIGN LIGHT COMES ON FOR 30 SECONDS. HEADING CAN BE ENTERED.
ATT TO NAV OR ALIGN	ADIRU IN ATTITUDE MODE UNTIL SWITCH IS MOVED TO OFF.
ATT TO OFF	ALIGN LIGHT COMES ON FOR 30 SECONDS. AFTER 30 SECONDS, ADIRU GOES OFF.
NAV OR ALIGN TO ATT	ALIGN LIGHT COMES ON FOR 30 SECONDS. FAULTS AND POSITION DATA STORED IN MEMORY. AFTER 30 SECONDS, ADIRU GOES OFF.

L'insertion par FMS CDU

Nous pouvons utiliser le FMS CDU pour entrer l'information de position instantanée suivant les étapes ci – après :

- appuyez la touche INIT/REF.

Dans cette page, il y a ces trois procédures que nous pouvons utiliser pour entrer la position instantanée à l'IRUs :

- Transférez l'information de la position vers la ligne LAST POS.
- Transférez l'information de la position ver la ligne REF AIRPORT.
- Entrez l'information de la position à l'aide du clavier de CDU.

Transfert vers la ligne LAST POS (figure II – 5)

Pour le transfert de position de la ligne LAST POS sur le CDU ver l'IRS :

- Poussez la clef de la ligne sélectionnée (LSK) 1R. la position déplacée vers le **scratchpad**
- Poussez LSK 4R. l'information de la position est déplacer de **scratchpad** au boîtier SET IRS POS.

(Voir figure)

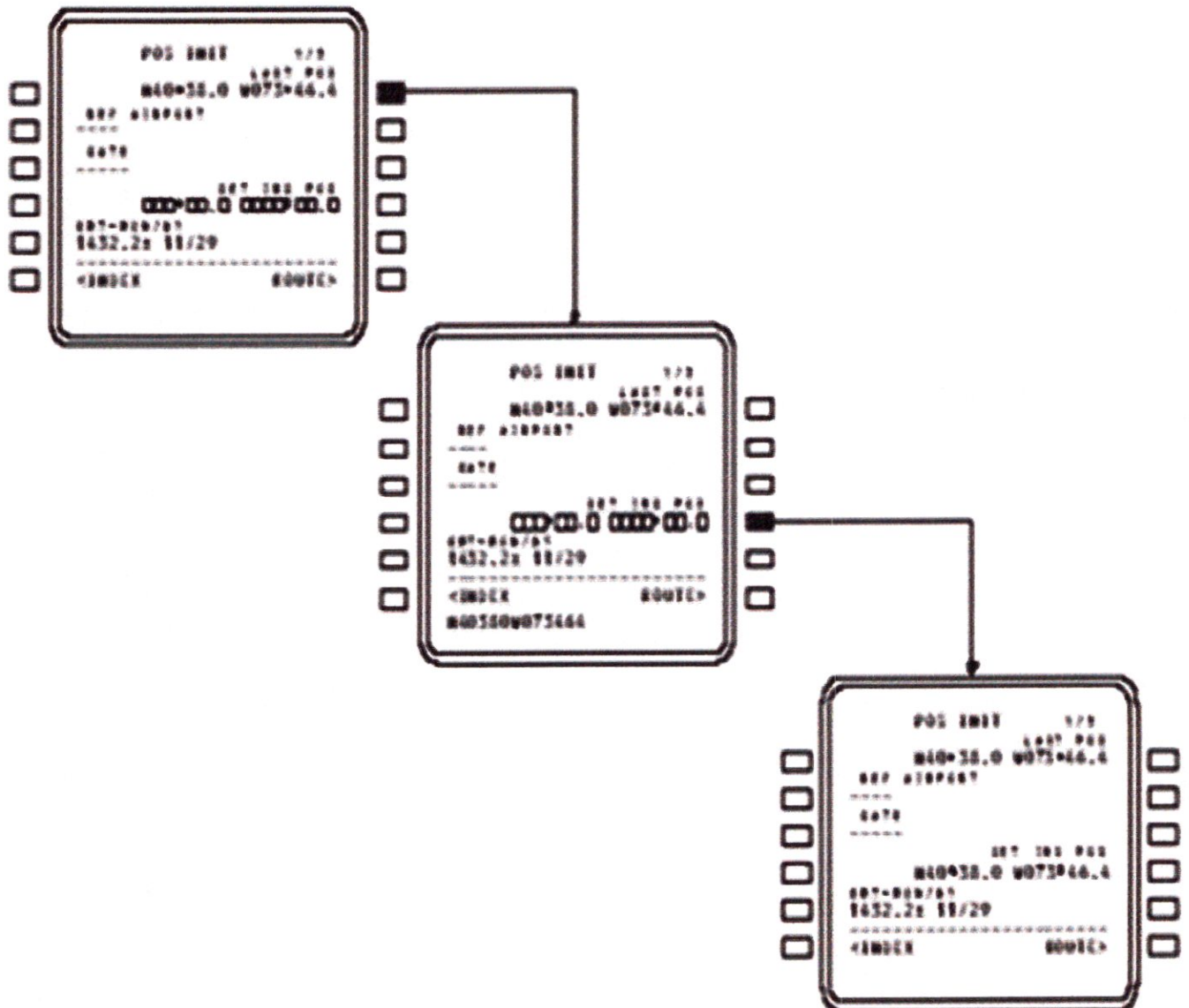


Figure II – 15

B - Transfert au REF AEROPORT (figure II – 16)

Pour le transfert de la portion de la ligne REFAIRPORT sur le CDU à l'IRS on fait :

- Utilisez le clavier CDU pour entrer le code aéroportuaire dans le **scratchpad**.
- Poussez LSK 2L, les mouvements de code aéroportuaire et l'information de position se présentent.
- Poussez la touche de sélection de la ligne (LSK) 2R, l'information de position est transférée ver le **scratchpad**.
- Poussez LSK 4R, l'information de position est déplacée du **scratchpad** au boîtier SET IRS POS.

(Voir figure)

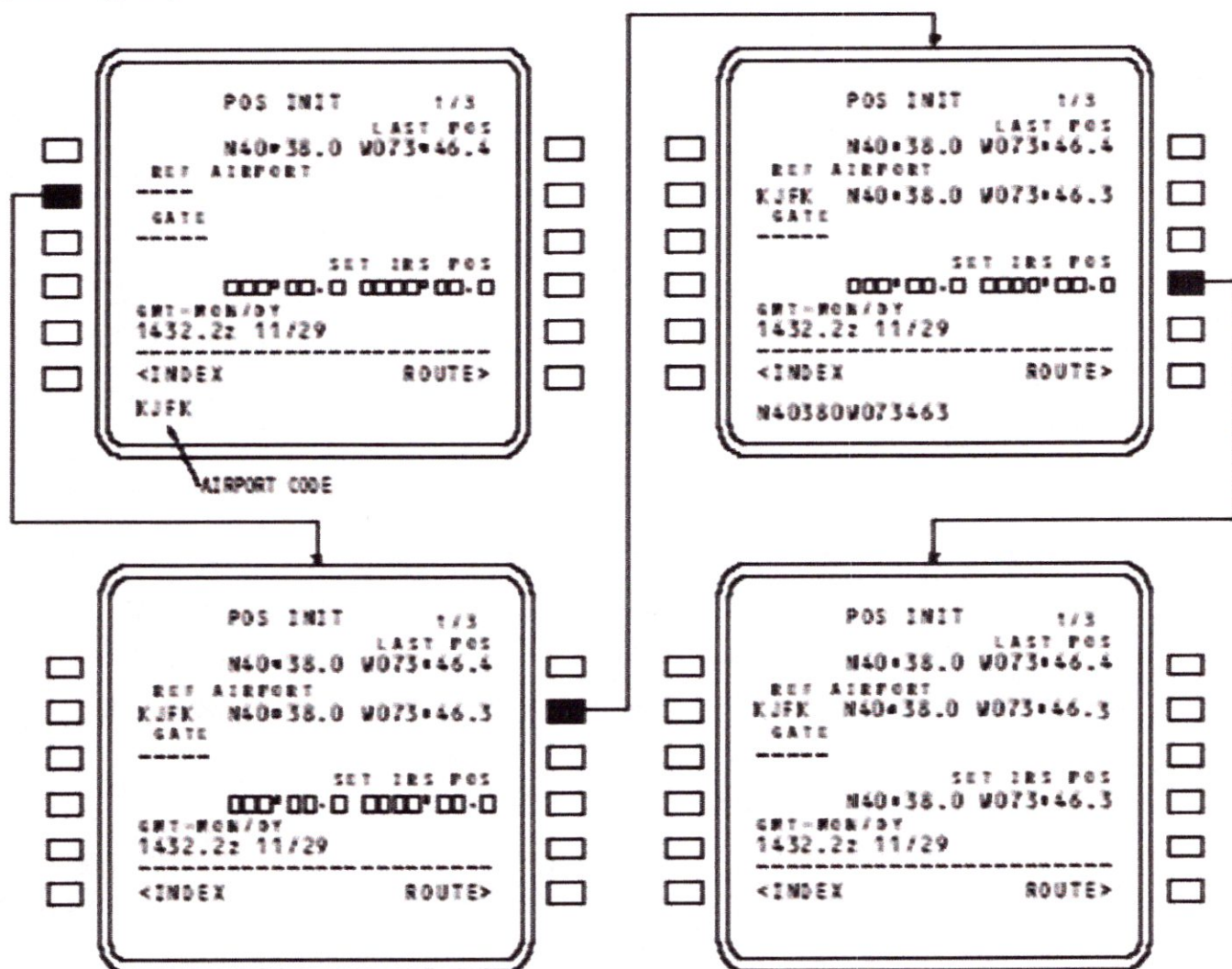


Figure II – 16

Entrez l'information de la position à l'aide du clavier de CDU (figure II-7)

Pour entrer l'information de position de la ligne **scratchpad** sur le CDU vers l'IRS on fait :

- Utilisez le clavier pour entrer l'information de la position instantanée dans le **scratchpad** sans utiliser des espaces ou des virgules (.)
- Poussez LSK 4R. l'information de la position instantanée est déplacée du **scratchpad** au boîtier SET IRS POS.

(Voir figure)

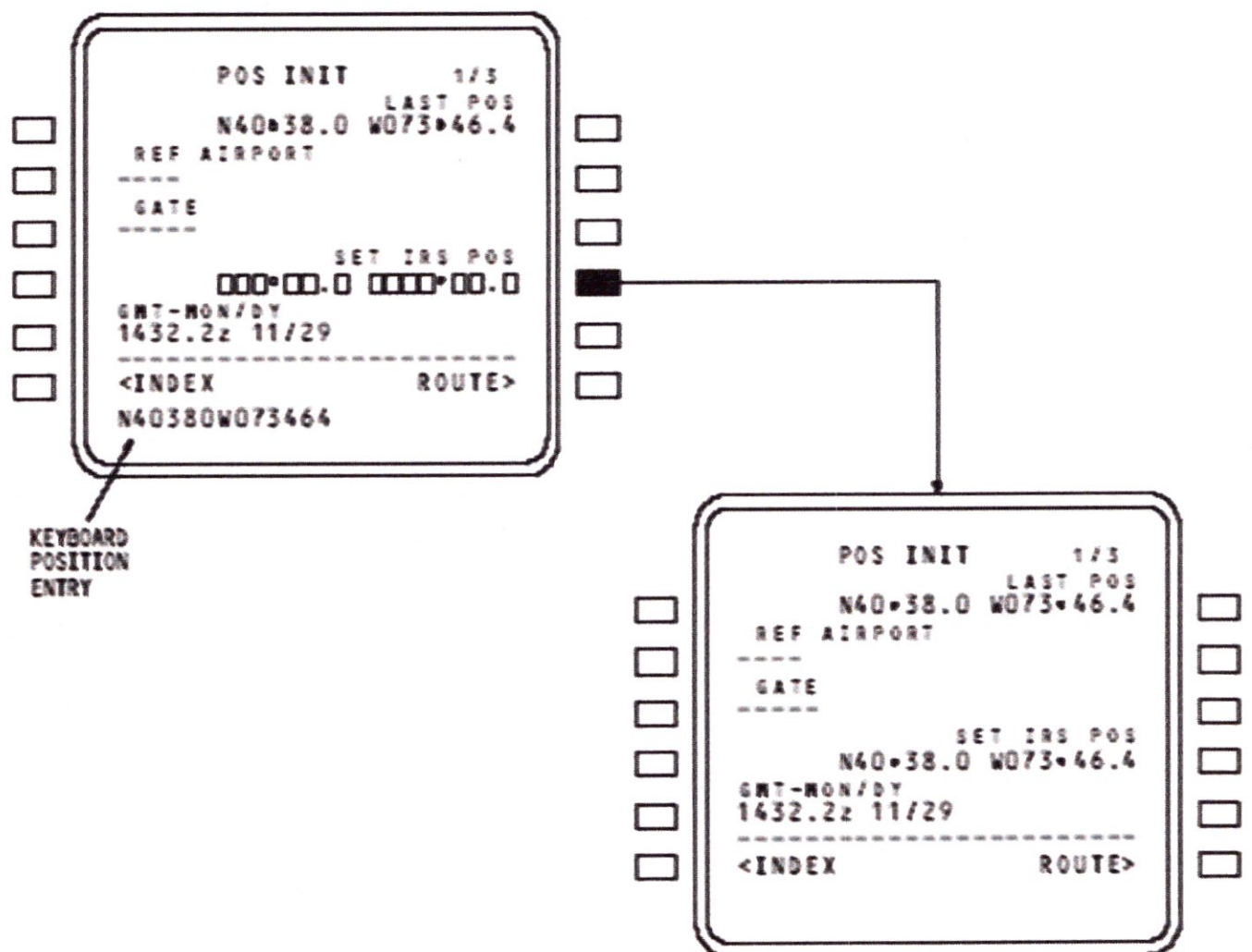


Figure II - 17

II.9 Les codes de maintenance de l'IRS (figure II - 18)

A. Sur l'écran de l'ISDU :

Les codes de maintenances de l'IRS sont indiqués sur l'écran de l'ISDU, Ces codes donnent des conditions, des instructions et des signaux sur les composants d'IRU.

Pour avoir les codes venent de l'IRU, appuyez sur la touche CLC et mettre le sélecteur SYS DSPL en position L.

Note :

Les codes 26 et 36 ne sont pas utilisés.

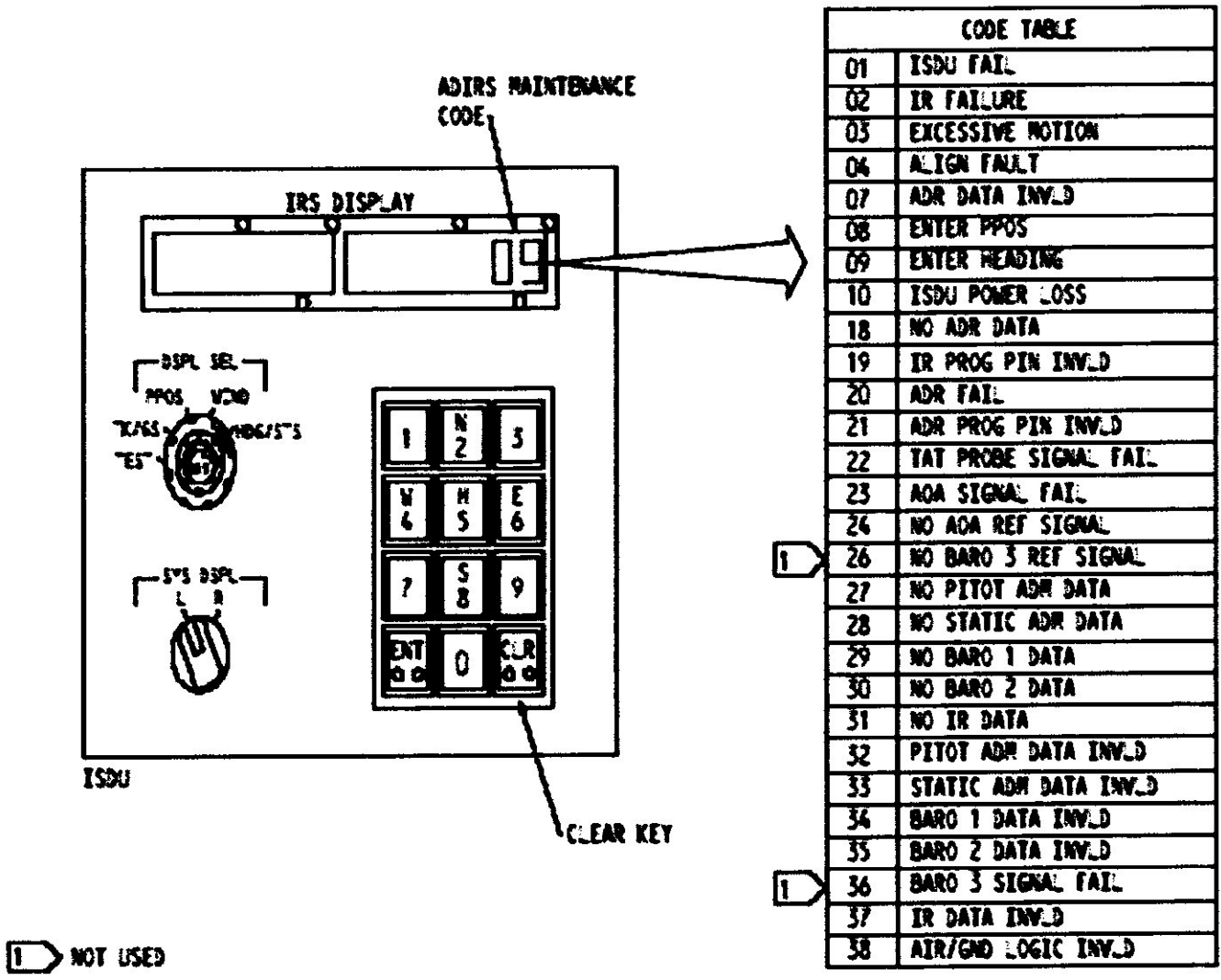


Figure II - 18

B. Sur le CDU (figure II – 18)

Les mêmes codes sont affichés sur l'ISDU se trouvent sur CDU

Pour avoir les codes de maintenance de l'IRS pousser la touche 5 L sur la page ADIRS BITE

On utilise le NEXT PAGE ou PREV PAGE pour se déplacer entre les pages des codes.

(Voir figure)

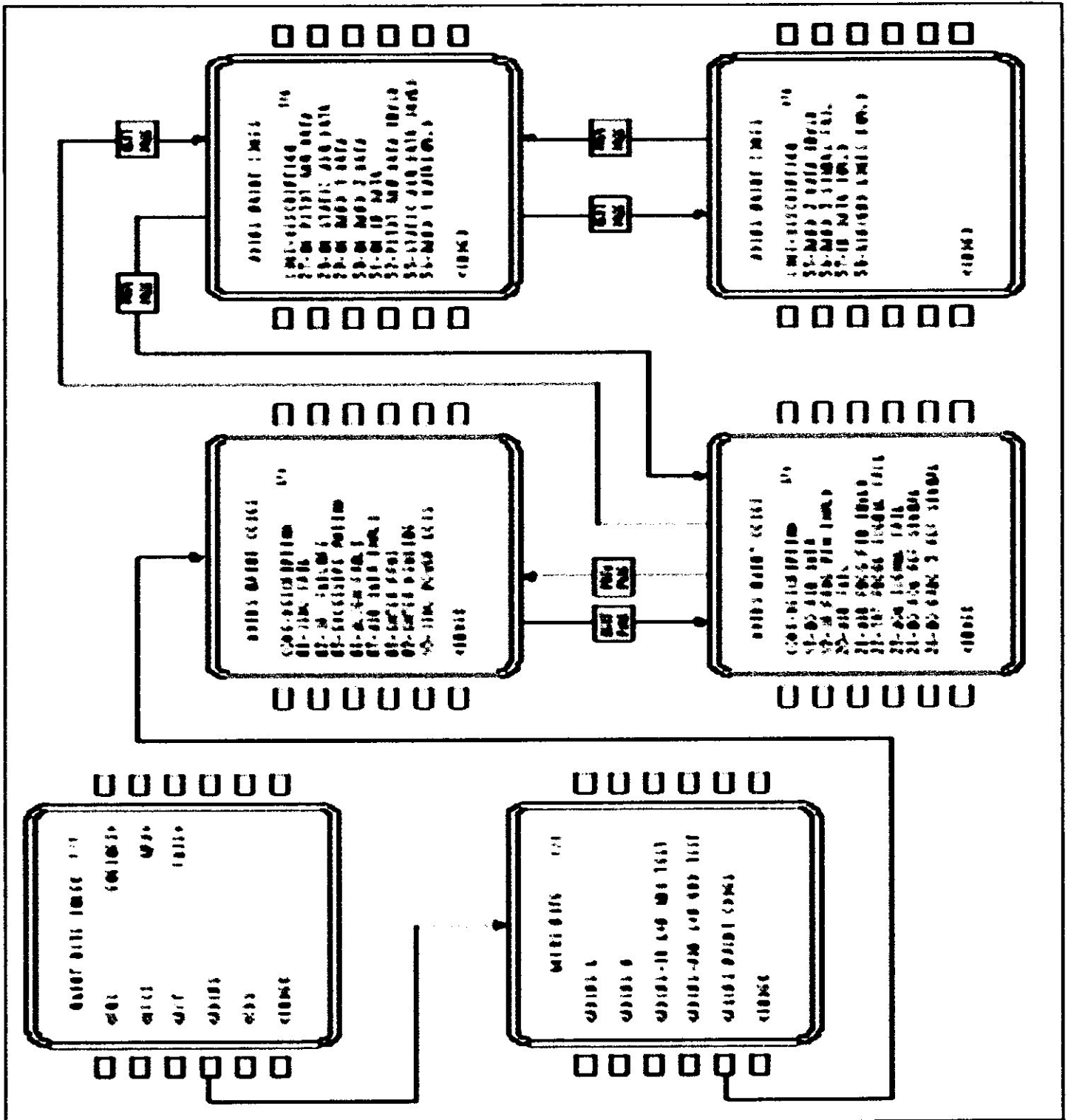


figure II – 18

II.10 Principe d'alignement

Phase totalement effectuée par calcul ^{constitue} à déterminer un trièdre initial terrestre (T_0) égale trièdre accélérométrique (Ta_0) au parking P_0 départ "redressé" par rapport terre suivant le plan vertical passant par son axe de roulis \bar{X} et dans un axe orienté vers NG ;

Le pilote :

- Effectue la mise sous tension de la centrale et la sélection du mode d'alignement au niveau du boîtier MSU ;
- Insère ensuite les coordonnées géographiques (L_0, G_0) du parking P_0 dans le boîtier de commande et de visualisation (CDU ou ISDU ou MSDU) ;
- Peut suivre le déroulement des phases d'alignement par les codes d'action chiffrés appelés (STATUS) apparaissant sur l'un des compteurs de ce boîtier ; les testes internes, le teste de validité de batterie de secours BU effectué automatiquement, alignement en site, la validation de L_0 et G_0 , et la disponibilité du mode "NAV" ;
- Est éventuellement informé d'un défaut par un voyant d'alarme (WARNING) ainsi l'apparition, dans le cas échéant un code d'action informant l'équipage des procédures à effectuer

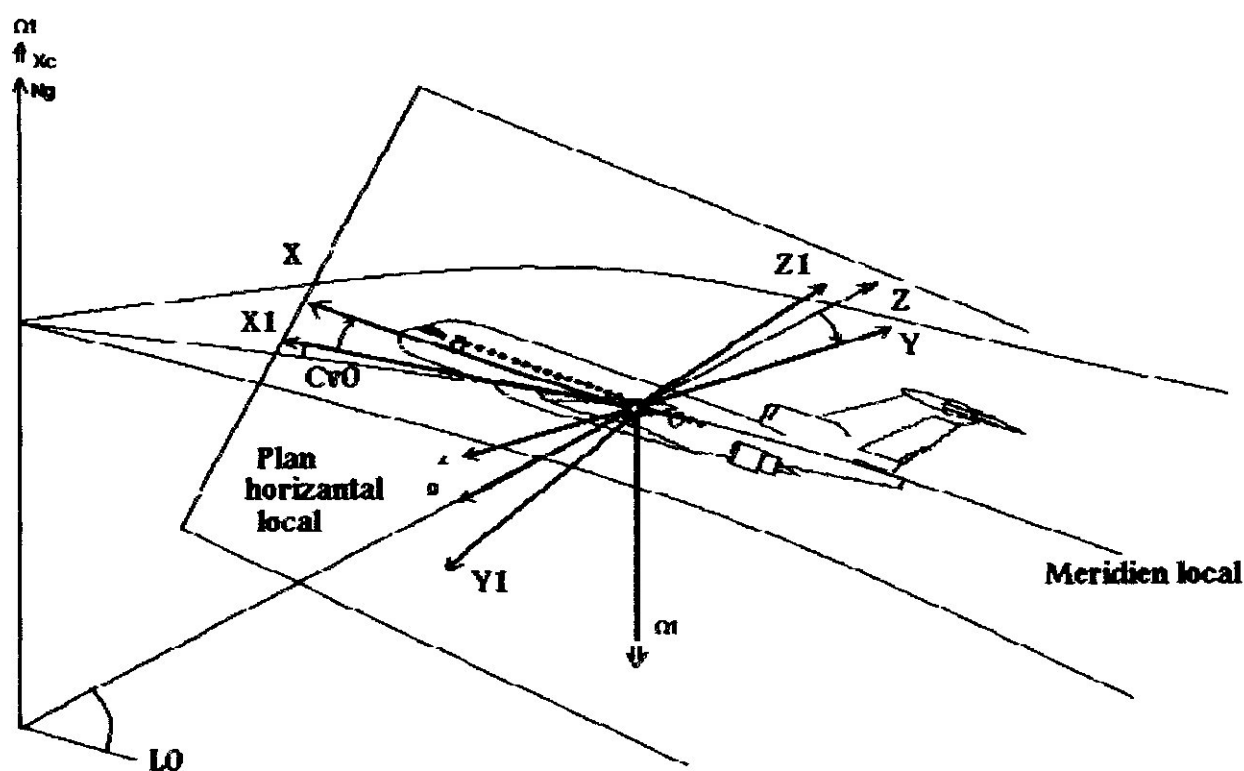


Figure II - 19

$\Omega_x = -\Omega t_x$ <i>(ensite)</i>	$\Omega_{xat} = -\Omega t \cdot \cos L_0 \cdot \cos C_{v_0} = -\Omega t_x \cdot \cos \Theta_0$ \Rightarrow composante "horizontal e" suivant \vec{Xt}
$\Omega_y = -\Omega t_y$ <i>(ensite)</i>	$\Omega_{yat} = -\Omega t \cdot \cos L_0 \cdot \sin C_{v_0}$ \Rightarrow composante "horizontal e" suivant \vec{yt}
$\Omega_z = -\Omega t_z$ <i>(enazimut)</i>	$\Omega_{zat} = -\Omega t \cdot \sin L_0$ \Rightarrow composante "vertcale" suivant \vec{zt}

Connaissant ainsi la valeur des composants horizontales Ω_{xat} et Ω_{yat} , le calculateur peut effectuer leur rapport pour obtenir la valeur de $\text{tg } C_{v_0}$, à l'issue de la validation de la valeur de L_0 effectuer en composant :

- La valeur de L_0 préalablement insérée par le pilote dans le calculateur ;
- la valeur de L_0 déterminée à partir de composante "vertcale" $-\Omega_z$ égale à $-\Omega t \cdot \sin L_0$ dans (Tat) , sachant que $\Omega t = 15 / h$;
- éventuellement la valeur de L_f du parking d'arrivée à l'issue du vol précédent mémorisée par le calculateur, l'écart de ces valeurs doit être inférieur à un seuil déterminé.

Dans le cas contraire, un voyant "ALIGN" du MSU clignote, éventuellement accompagné d'un message "CHECK POS ENTRY" apparaissant sur le CDU ou ISDU.

$\text{Tg} = C_{v_0} \Rightarrow$ valeur de C_{v_0} , angle mesuré entre \vec{xT} et \vec{NG} .

Comme le calculateur a également conservé les coordonnées du parking d'arrivée (latitude L_f et longitude G_f) du vol précédent, une vérification complémentaire de la valeur G_0 insérée par le pilote peut être effectuée.

II.10.1 Définition du trièdre initial

Le calculateur définit alors un trièdre initial (T0t) par 3 axes perpendiculaires suivants :

- \vec{x}_0 , situé dans le plan (\vec{xT}, \vec{yT}) , définit par rotation d'un angle de $90^\circ + C_{v_0}$ de \vec{xT} autour de \vec{zT} vertical ;
- \vec{y}_0 , situé dans le plan (\vec{xT}, \vec{yT}) , orienté vers NG par une rotation de \vec{yT} autour de \vec{zT} d'un angle de $90^\circ + C_{v_0}$;
- $\vec{z}_0 = \vec{zT}$.

La rotation (A) transposée / (T0t) conduit à :

$$\vec{Ax} \text{ Projeté suivant } \vec{x}_0 = 0$$

$$\vec{Ay} \text{ Projeté suivant } \vec{y}_0 = 0$$

$$\vec{Az} \text{ Projeté suivant } \vec{z}_0 = 0$$

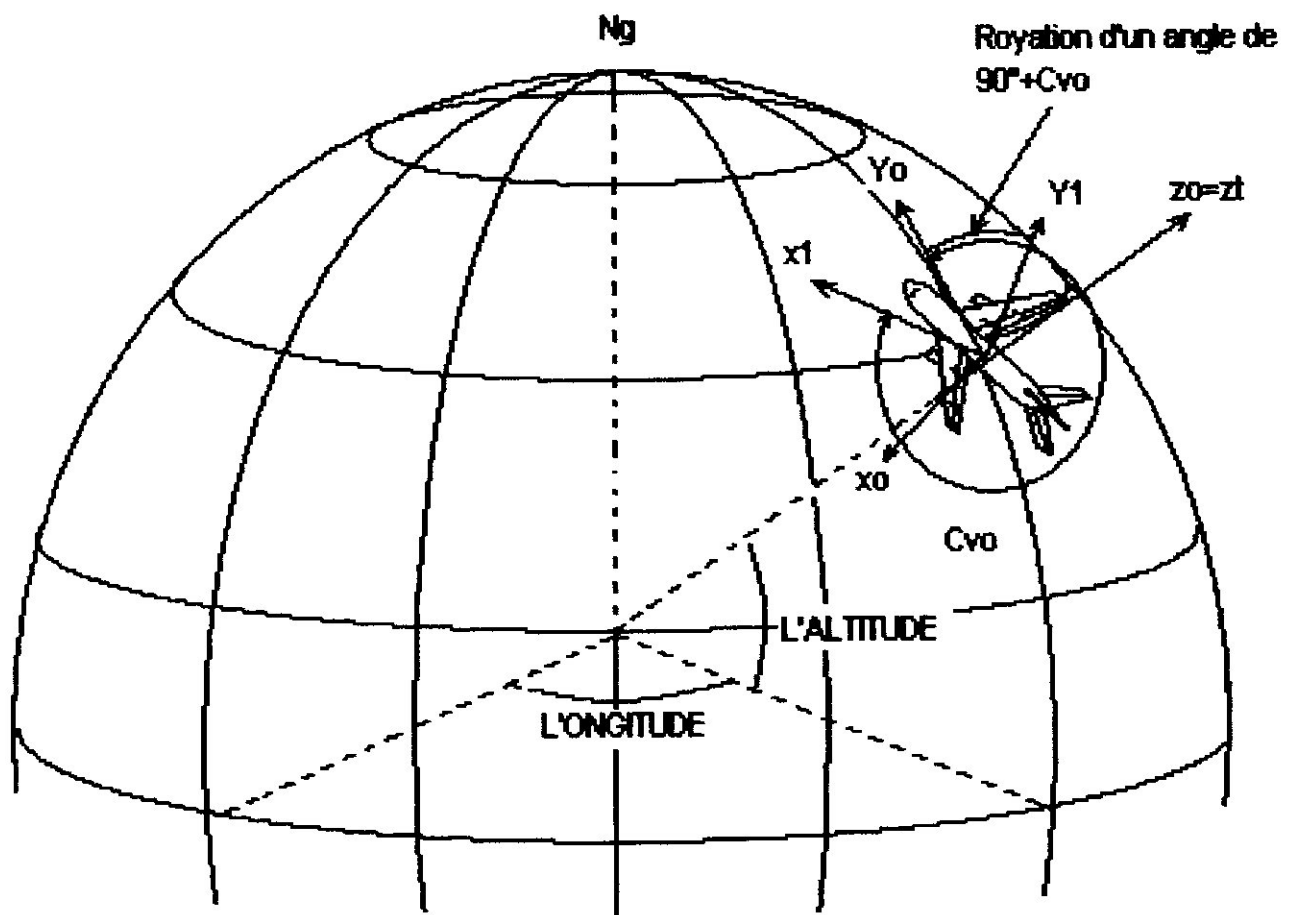


Figure II - 20 Trièdre initial

La rotation (B) transposée / (T0t) permet de déterminer 3 composants $\Omega y_0 t$, $\Omega z_0 t$, $\Omega x_0 t$.

Signal fourni	Valeur de la composante correspondante / (Tat)
$\Omega x = -\Omega tx$ (ensite)	$\Omega x_0 t = 0$ \Rightarrow composante "horizontal e" suivant \vec{x}_0
$\Omega y = -\Omega ty$ (ensite)	$\Omega y_0 t = -\Omega t \cdot \cos L_0$ \Rightarrow composante "horizontal e" suivant \vec{y}_0
$\Omega z = -\Omega tz$ (enazimut)	$\Omega z_0 t = \Omega zat = -\Omega t \cdot \sin L_0$ \Rightarrow composante "verticale" "suivant \vec{z}_t

L'alignement est alors achevé :

- le calculateur à déterminer les écarts angulaires "(T0t)/(Ta0) redressé en (Tat)" qu'il mémorise pour toute la durée du vol :
- \Rightarrow Angles Θ_0 et Φ_0 définissant (Ta0) en site / (Tat) ;
- \Rightarrow Angle Cv_0 définissant (Tat) donc (T0t) en azimut / (Tc) ;
- \Rightarrow Coordonnées L_0 et G_0 définissant P_0 ;
- Le trièdre (T0t) joue dès le rôle d'une "plate forme fictive" ou "relais de calcul" par rapport auquel les valeurs de Θ , Φ et Cv sont "actualisées tout au long du vol
- Suivant le type de centrale, une (ou voire aucune) intervention du pilote (n) est nécessaire pour passer en mode d'utilisation ((NAV)).

II.10.2 Durée d'alignement

Elle est l'ordre d'une dizaine de minutes, mais elle \uparrow notablement :

- avec la latitude L_0 si celle-ci atteint voire dépasse 70° (*) ;
- si la température de l'IRU est faible ($\leq 0^\circ\text{C}$).

(*) 17 minutes maximum

Chapitre III

Localisation et description des composants

Chapitre IV

Maintenance et recherche des pannes

F - procédure d'isolation de la panne

1 - Remplacer l'ADIRU appliqué, voila ces taches:

l'unité déposable Air Data Référence

(AMM TASK 34 - 21 - 01 - 000 - 801 p401)

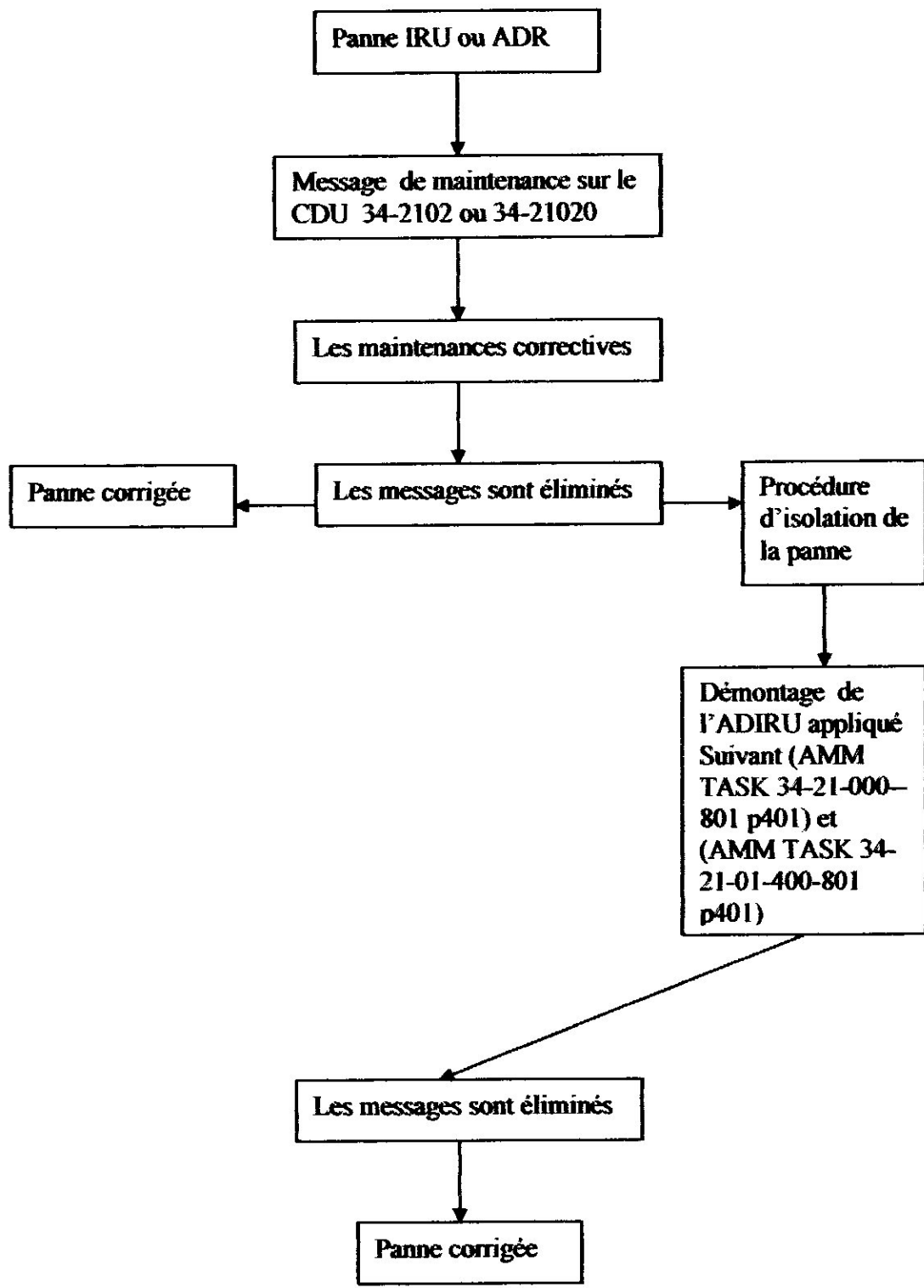
Unité d'instalation Air Data Référence

(AMM TASK 34 - 21 - 01 - 400 - 801 p401).

a - Pour l'ADIRS:

(FIM 34 - 21 TASK 801)

b - Si les messages de maintenace ne sont pas indiquer au CDU et les codes de maintenance disparuent plus le voyon FAULT de MSU éteindre, alors vous corriger la panne.



Bibliographie

Manuels

- * *AMM : Air craft Maintenance Manuel.*
- * *FIM : Fault Isolation Maintenance.*

Les ouvrages

- * *Air France Centrales a inertie Attitude et Cap
ATA 34 N°2 Edition 08.1989 M.Paulles.*
- * *Benard Cabanes Instruments de Navigation
Aérienne Distribution et fonctionnement 3° édition
S.E.E.S 1989-1998.*

