

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE  
SCIENTIFIQUE



**UNIVERSITÉ SAAD DAHLEB BLIDA**  
INSTITUT D'AERONAUTIQUE



الخطوط الجوية الجزائرية  
**AIR ALGERIE**

*Mémoire de fin d'étude pour l'obtention du diplôme de technicien supérieur  
en Aéronautique.*

**Option: Avionique**

**Le thème :**

**Etude descriptive et test  
fonctionnel du système « ADIRS »  
Air Data Inertial Reference System  
embarqué sur B 737-NG**

**Présenté par :**

- **MECHRAOUI Malika.**
- **TOBAL Sabah.**

**Encadré par :**

**Mr. GUEMMACHE Ali.  
Mlle. OTMANE.**

**Promotion 2007-2008**



# REMERCEMENT

*Nous tenons à remercier le bon dieu qui nous a donné le courage, la patience et les capacités afin d'achever ce travail.*

*Nous exprimons notre vif remerciement à notre promotrice Mlle. AOUTHIMANE, et le promoteur de nous avoir encadrés Mr. GAUMMACHE, Mr. TABAROUT aussi qui nous aident à accéder à la compagnie AIR ALGERIE.*

*Nous exprimons nos gratitude à tous ce qui ont collaboré surtout les techniciens et les ingénieurs de la base maintenance :*

*Mr. ZITOUNI, Mr. MOUSSOUNI, Mr. ROKHMA.*

*ET surtout Mr. BETTEKA,*

## *Dédicace*

*Je dédis ce mémoire :*

*À la mémoire de mon regretté défunt mon père aujourd'hui absent et a jamais présent dans nos cœurs.*

*À mon trésor éternel et raison de ma vie, symbole de sacrifice et de toute infini a ma mère qui ma toujours soutenu et prêté aide et assistance pour préserver dans mes études même dans les moments les plus difficiles. Je leur exprime ici toute ma gratitude et l'amour sans limite que je leur porte ; quelque soit les efforts que je consèterai à leur égard, je ne parviendrai jamais à dédommager de toutes les peines et souffrances qu'ils ont endure pour m'élever.*

*À mes frères : surtout Saïd et son files mon petit Hasni, Yacine et Lazhar*

*Ma seule sœur Nora que j'aime énormément et jamais ménager leur effort pour m'apporter un soutien moral.*

*À ma cousine Hend et toute sa famille surtout Manel.*

*Ma spéciale dédicace à la famille Karama. Et à la famille Boutaghane surtout Sabrina.*

*À ceux qui m'ont toujours accueilli avec une grande chaleur familiale : chère tata Zohra et tata Naziha ainsi à ses enfants surtout Lola.*

*Mes dédicaces spéciales pour ma chère sœur Emmi.*

*Pour ma copine, ma binôme mon amie la plus proche que moi : Sabah.*

*À mon ami fidele et confident Billel et aussi pour toute sa famille.*

*À toute la promotion 2007 / 2008. surtout Morad, Larbi , Houcem.*

*À tous mes amies surtout Hadjer, Djihane et Soumya 03, Souma 07.*

**MALIKA**

## *Dédicace*

*Avec fierté et amour, je dédis ce mémoire :*

*À l'homme le plus fort, le plus courageux et le plus important dans ma vie mon père **Mokhtar**, et je le remercie pour ses efforts et ses sacrifices.*

*À ma chère mère **Salima** la femme qui sacrifie pour moi tout le temps, le soleil qui éclaire mon chemin et ma vie, malgré elle est lointe de moi mais elle est toujours dans mon cœur.*

*À mes frères **Abd El Halim**, **Abd El Kader (Mesbah)**, **Abd El Malek**, **Antar** et le petit **Maroine**.*

*Aux deux étoiles les plus brillantes, mes sœurs qui sont m'encouragées **Souhila** et **Katiba**. À mes Grandes mères **Ficha** et **Akila**.*

*À tout ma famille «**Tobal**», et tout les familles de ma mère «**Boudour**, **Zenati**».*

*À mes tantes, mes oncles, mes cousins et mes cousines surtout **Nouri**.*

*À la famille **Boutaghane Mohamed** surtout **Sabrina**.*

*À une personne très gentille et très serviable qui est ma tante **Zohra** et ses enfants.*

*À ma copine et mon binôme la plus chère et la plus proche de moi **Malika**.*

*À ma copine de chambre **Imen** et tous les amis de la cité surtout **Somia**.*

*À tous mes professeurs de primaire jusqu'à l'université surtout **Hakimi Abd El Madjid**.*

*À tous mes amis de **Sétif** surtout **Souad**, **Djamila**, **Nadia Hassina**, **Rokia**.*

*À ma promotion et tous mes collègues surtout **Morad**, **Billel**, **Houcem**, **Larbi**.*

*À chaque personne qui m'aide aux mes études et ma vie.*

**SABAH**

## **ملخص**

هذا العمل يتضمّن دراسة وجيزة لجهاز النظام المرجعي و البيانات الجويّة و إجراء اختبار لنظام التشغيل (العثور على العطل).

## **Abstract**

Our Project consists to present and to describe the air data inertial reference system "A.D.I.R.S" and the procedure to test this equipment (trouble shooting).

## **Résumé**

Notre projet consiste à présenter et décrire A.D.I.R.S système de référence inertielle et des données aérodynamiques et la procédure du test de ce système (recherche de pannes).

# *Sommaire*

## **Introduction générale.**

### ***Chapitre I Généralités.***

I.1 Généralité sur la compagnie Air Algérie.....	(001)
I.1.1 Définition .....	(001)
I.1.2 présentation de la compagnie Air Algérie .....	(001)
I.1.3 Evolution .....	(001)
I.1.4 Les moyens de la compagnie .....	(003)
I.1.5 l'objectif d'Air Algérie.....	(004)
I.2 Généralités sur l'avion Boeing 737-800-.....	(007)
Introduction .....	(007)
I.2.1 Caractéristiques d'un Boeing B 737-800-.....	(007)
I.3 Généralités sur les systèmes de navigation .....	(010)
Introduction .....	(010)
I.3.1 Classification des systèmes de navigation .....	(010)
I.3.2 Quelques définitions des termes de navigation .....	(011)
I.3.2.1 Les coordonnées géographiques .....	(011)
I.3.3 Les principaux mouvements de l'avion .....	(013)
I.3.4 Les relèvements.....	(015)
I.3.5 Le système de navigation VOR/DME.....	(015)
I.4 La navigation inertielle .....	(016)
I.4.1 Définition .....	(016)
I.4.2 Historique .....	(016)
I.4.2 Historique .....	(017)

## Chapitre II

II Partie I : la centrale gyroscopique « IR ».....	(018)
Introduction.....	(018)
II.1 Description générale du système ADIRS.....	(019)
II.2 Localisation des équipements constituant le système ADIRS.....	(021)
II.3 La centrale inertielle IRS.....	(021)
I.3.1 Définition .....	(021)
II.3.2 Principe général de fonctionnement de la centrale inertielle IRS.....	(021)
II.3.3 L'interface de la centrale inertielle .....	(022)
II.3.4 L'installation de la centrale inertielle IRS.....	(024)
II.3.5 Les capteurs de l'IRS .....	(025)
a) accéléromètres .....	(026)
b) La centrale gyroscopique .....	(028)
c) Le calculateur .....	(034)
II.3.6 Les informations fournies par une centrale inertielle.....	(034)
II.3.7 L'utilisation pratique de l'IRS.....	(035)
a) L'insertion de la position instantanée par le CDU.....	(036)
b) L'insertion par l'ISDU.....	(038)
II.4 temps d'alignement.....	(040)
II.5 mouvement d'IRS.....	(040)
II.5.1 déférence en position (défaut de position insérée).....	(041)
II.5.2 la correction de position.....	(043)
II.5.3 aucune position entrée.....	(044)
II.5.4 Le mode attitude.....	(045)
II.5.4.1 Entrée De Cap.....	(046)
II.6 Les entrées de la centrale inertielle IR.....	(046)
II.7 Les sorties de la centrale inertielle IR .....	(047)
Conclusion .....	(049)



## **Chapitre III**

III. Partie II : la centrale aérodynamique « ADR » .....	(050)
Introduction .....	(050)
III.1 Définition .....	(050)
III.2 L'interface de la centrale aérodynamique.....	(051)
III.2.1 Prises de pression totale.....	(051)
III.2.2 Prise de pression statique.....	(052)
III.2.3 Air data module (ADM).....	(052)
III.2.4 La sonde d'incidence(AOA).....	(053)
III.2.5 Sonde de température totale de l'air TAT.....	(054)
III.3 Les entrées et les sorties de système.....	(055)
III.3.1 Les entrées de système.....	(055)
III.3.2 Les sorties de système ADR.....	(056)
III.4 Affichage des données dans le cockpit.....	(058)
III.4.1 Les indications sur PFD et ND pendant l'alignement.....	(058)
III.4.2 Indication sur PFD et ND après alignement.....	(058)
III.4.3 Priorité De Source D'Affichage .....	(059)
III.4.4 Les données invalides de l'ADIRS sur le PFD et ND.....	(060)
III.5 Indication de la correction barométrique.....	(062)
III.5.1 Les commandes de la correction barométrique .....	(062)
III.5.2 Affichage de la correction barométrique .....	(062)
III.6 Indication de TAT .....	(063)
Conclusion.....	(063)

## **Chapitre IV**

IV.1. Généralités sur la maintenance .....	(064)
IV.1.1 Introduction .....	(064)
IV.1.2 Définition.....	(064)
IV.1.3 Les différentes formes de maintenance .....	(064)
1-la maintenance préventive .....	(064)
2- la maintenance curative : .....	(065)

IV.1.4 Avantages de la maintenance corrective .....	(066)
IV.1.5 Inconvénients de la maintenance corrective.....	(066)
IV.2Maintenance de système « ADIRS » .....	(067)
I.2.1 Introduction .....	(067)
IV.2.2 Description des codes maintenance d'ADIRS.....	(067)
IV.2.2.1 sur l'écran de l'ISDU.....	(067)
IV.2.3. Utilisation du CDU pour l'affichage.....	(068)
IV.2.3.1CURRENT STATUS.....	(068)
IV.2.3.2INFLIGHT FAULT.....	(069)
IV.2.3.3GROUNG TEST MENU « test au sol ».....	(071)
a) Le test au sol d'IR.....	(072)
b) Le test au sol d'ADR.....	(075)
IV.2.3.4Test au sol d'ADIRS L + R.....	(078)
IV.3 Codes de maintenance.....	(078)
IV.3.1 Sur le CDU .....	(078)
IV.4 Procédure d'isolation de la panne .....	(080)
IV.5test d'une panne sur IR (panne de l'ISDU) .....	(083)
IV.6Test d'une panne sur ADR .....	(086)
IV.6.1aucun données barométriques 2-analyse de panne.....	(086)
IV.7Conclusion .....	(088)

**Conclusion générale.**

# Liste des figures

## Chapitre I :

Figure I.1:Les dimensions de BOEING 737-800 NG.....	(007)
Figure I.2 : Vue de face de BOEING 737-800 NG.....	(008)
Figure I.3:Le moteur(CFM-56).....	(008)
Figure I.4:comportement de vol de BOEING 737-800 NG.....	(009)
Figure I.5:Les coordonnées géographiques.....	(011)
Figure I.6:Directions relatives à l'aéronef.....	(012)
Figure I.7:Les principaux axes d'un avion.....	(013)
Figure I.8:Mouvement d'un avion sur l'axe de roulis.....	(013)
Figure I.9:Mouvement d'un avion sur l'axe de tangage.....	(014)
Figure I.10:Mouvement d'un avion sur l'axe de lacet.....	(014)
Figure I.11:Informations délivrées par le VOR.....	(015)
Figure I.12:Les différents systèmes de la navigation inertielle.....	(016)

## Chapitre II :

Figure II.1:Le système ADIRS.....	(019)
Figure II.2:Schéma descriptif de système ADIRS.....	(020)
Figure II.3: Schéma descriptif de la centrale IRS.....	(021)
Figure II.4:La situation du MSU.....	(022)
Figure II.5:Boîtier de sélection du mode MSU.....	(023)
Figure II.6: Boîtier de visualisation du système ISDU.....	(024)
Figure II.7:La relation fondamentale « IRS-FMS CADV ».....	(024)
Figure II.8:Module des capteurs.....	(025)
Figure II.9:Module d'accéléromètre.....	(026)
Figure II.10:Schéma descriptif de la centrale gyroscopique.....	(028)
Figure II.11:section longitudinale d'un gyroscope.....	(028)
Figure II.12:Gyroscope à un degré de liberté.....	(029)
Figure II.13: Gyroscope à deux degrés de liberté.....	(030)
Figure II.14: La fixité des gyroscopes par rapport à la terre.....	(031)
Figure II.15:Schéma descriptif de gyrolaser.....	(033)
Figure II.16:Schéma synoptique d'un calculateur.....	(034)

Figure II.17:FMS CDU et l'ISDU.....	(035)
Figure II.18:Les étapes de transfert vers la ligne LASTPOS.....	(036)
Figure II.19:Les étapes de transfert au REF aéroport.....	(037)
Figure II.20:Entrez l'information de la position par le CDU.....	(038)
Figure II.21:L'insertion de la position par l'ISDU.....	(039)
Figure II.22:l'affichage de l'ISDU pendant l'alignement.....	(040)
Figure II.23:L'indication de code d'état 03 à l'ISDU. ....	(041)
Figure II.24:L'indication de code d'état 04 à l'ISDU.....	(042)
Figure II.25:L'indication de code d'état 02 à l'ISDU.....	(043)
Figure II.26:la correction de position.....	(044)
Figure II.27:L'indication de code d'état 08 à l'ISDU.....	(045)
Figure II.28:sélection de mode ATT.....	(045)
Figure II.29: Entrer le Cap .....	(046)
Figure II.30:Les sorties d'IRS .....	(048)

### **Chapitre III :**

Figure III.1:Tube Pitot.....	(051)
Figure III.2:Prise de pression statique. ....	(052)
Figure III.3:La sonde d'incidence AOA. ....	(053)
Figure III.4:La prise Électrique de la sonde d'incidence AOA .....	(054)
Figure III.5:La sonde de température totale de l'air TAT. ....	(054)
Figure III.6:La prise Électrique de la sonde de température totale de l'air TAT.....	(055)
Figure III.7:Schéma synoptique des sorties de système ADR. ....	(057)
Figure III.8:Les sources D'Affichage.....	(060)
Figure III.9:Les données invalides de l'ADIRS sur le PFD et ND. ....	(061)
Figure III.10:L'indication de la température totale de l'air. ....	(063)

### **Chapitre IV :**

Figure IV.1:Description des codes maintenance d'ADIRS sur l'écran de l'ISDU.....	(067)
Figure IV.2:Les étapes pour faire un test de maintenance.....	(068)
Figure IV.3:La page de sélection –CURRENT STATUS-.....	(068)
Figure IV.4:La page de sélection -INFLIGHT FAULT-.....	(069)
Figure IV.5:L'affichage des 9 étapes de vol sur le FMS CDU.....	(070)
Figure IV.6: La description de défaut sur le FMS CDU.....	(071)
Figure IV.7:Les pages de sélection -test au sol-.....	(072)

Figure IV.8:Les pages de sélection -test sol- d'IR.....	(072)
Figure IV.9:L'allumage des lumières de MSU et ISDU au début de test... ..	(073)
Figure IV.10:Les drapeaux et les conditions d'échec pendant le test d'IR.....	(074)
Figure IV.11:L'affichage des données de test d'IR.....	(075)
Figure IV.12:La page de test sol L'ADR.....	(075)
Figure IV.13:Les drapeaux et les conditions d'échec pendant le test d'ADR.....	(076)
Figure IV.14:L'affichage des données de test d'ADR.....	(077)
Figure IV.15:Les pages de test sol de l'ADIRS.....	(078)
Figure IV.16:Les codes de maintenance sur le CDU.....	(079)
Figure IV.17:La page 101 du FAULT ISOLATION MANUEL.....	(080)
Figure IV.18:L'allumage de bouton "DC FAIL" .....	(083)
Figure IV.19:Les pages de test sol d'ADR.....	(086)

## *Liste des tableaux :*

Tableau N°01.....	(004)
Tableau N°02.....	(004)
Tableau N°03.....	(007)

## *Liste des diagrammes :*

Diagramme N°01 Organigramme de la sous direction Entretien Planifie.....	(005)
Diagramme N°02 Organigramme d'AH Technique .....	(006)
Diagramme N°03 Définit la tache d'isolation de la faute dans le FIM.....	(001)
Diagramme N°04 Faites les taches d'isolation de le faut.....	(082)
Diagramme N°05 la panne de l'ISDU.....	(085)

# INTRODUCTION GÉNÉRALE

## INTRODUCTION GÉNÉRALE:

L'avionique est un ensemble de logiciels (calculateurs, bus, capteurs, actionneurs) définissant des systèmes réalisant les "fonctions-avion", et respectant. Par exemple l'affichage de l'altitude, le contrôle du système de freinage, la gestion du carburant, ou le calcul du plan de suivi du vol sont des exemples des fonctions avioniques.

Pour notre projet de fin d'étude on a opté de présenter une étude du fonctionnement et procédures de test du système « Air Data Inertiel Reference System » (ADIRS) embarqué sur le Boeing 737-800-(NG).qui à pour objet de déterminer l'orientation de l'avion et sa position et de donner des autres paramètres

Ce projet a été effectué grâce à un stage pratique au niveau de la compagnie AIR ALGERIE afin de mettre en exergue les connaissances acquises durant notre cursus universitaire. Et aussi s'enrichir en informations concrètes, pour aboutir à notre travail on a opté pour le plan de travail suivant :

- Chapitre I on va étudier des généralités sur la compagnie et la navigation.
- Chapitre II on va étudier la partie I (IRS) du système ADIRS.
- Chapitre III on étudiera aussi la partie II (ADR) du système ADIRS.
- Chapitre VI on a traité la maintenance et le test fonctionnel.

En fin on terminera par une conclusion générale.



# CHAPITRE I

## GENERALITES

### I.1 Généralité sur la compagnie Air Algérie



#### I.1.1 Définition

Le transport aérien est un élément important pour l'aménagement et le développement économique d'un territoire.

AIR ALGERIE est une compagnie de milliers de travailleurs à travers le territoire national. L'aéroport de rattachement de la compagnie est située à environ 16 km à l'est d'Alger et c'est là où toutes les tâches qui assurent le bon fonctionnement de la compagnie sont effectuées. 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 techniques nécessaires.

#### I.1.2 présentation de la compagnie Air Algérie

La compagnie AIR ALGERIE est créée en 1947, dans le but d'exploiter un réseau dense et régulier de lignes aériennes entre l'Algérie et la France ce même réseau était desservi par la société air transport dont les lignes s'étendaient jusqu'à l'ex Afrique occidentale française.

#### I.1.3 Evolution

En 1953 : le début de la fusion de ces deux organismes, la compagnie générale de transport aériens air Algérie entre en activité.

En 1954 : Air Algérie transporte 100 000 passagers avec une flotte composée de quatre (04) avions conventionnels à piston DOUGLAS DC4.

En 1956 : l'introduction des LOCKEED (constellation) porte le nombre d'avions à dix (10), Durant les années 1957-1962 a vu l'introduction des et deux LOCKEED et deux (02) NORD ATLAS CARGO.

En 1959: mise en service de la première CARAVELLE, avion muni d'1turboréacteur.

En 1962 : c'est la nationalisation totale du personnel commercial navigant. A cette date la flotte était composée de :

- ❖ 04-CARAVELLES.
- ❖ 10-DOUGLAS DC4.
- ❖ 03-DOUGLAS DC3.

En 1963 : Air Algérie est placée sous la tutelle du Ministère des transports et devient par conséquent une compagnie nationale.

1967 : les actions détenues par les sociétés étrangères sont rachetées par Air Algérie acquisition de quatre (04) CONVERS G60 et retrait des DC4 et DC3.

En 1970 : le rachat par l'état de toutes les actions détenues par les sociétés étrangères a permis de compléter de la compagnie avec 83% des actions.

En 1971 : le 26/03/1971 est une date historique dans la vie de la compagnie air Algérie.

Venant de SEATTLE (USA), BOEING 727-200 arrive à Alger pour mener à bien ses missions, Air Algérie utilise les moyens matériels et humains à savoir le personnel au sol, le personnel navigant et le personnel technique.

En Février 1972, arrive à Alger, le premier Boeing 737-200 par cette acquisition, AIR ALGERIE est la première compagnie au monde à utiliser à ce sujet des aéronefs jet, et en cette année 1972 est conformément à la politique de récupération des ressources nationales, les dernières actions retenues par les sociétés étrangères étaient rachetées (nationalisation le 15/12/1972) AIR ALGERIE devient une entreprise à 100% algérienne en 1974.

En 1972 réalisation au sein des ateliers de maintenance de DAR EL BEIDA de la première grande visite sur un appareil de type CARAVELLE.

Durant l'année 1980, la flotte est étant riche d'une nouvelle race d'avions : L'AIRBUS de type gros porteur.

Actuellement AIR ALGERIE dispose pour le transport de passagers de différents types : BOEING 737, 767, l'AIRBUS, le FOKKER et ATR

Pour l'activité cargo, l'entreprise est dotée d'un B737 d'une capacité de treize tonnes et d'HERCULE d'une capacité de vingt et une tonnes.

**1984** : algérianisation du personnel navigant technique 98% de l'effectif du personnel navigant de conduite et composé de nationaux.

Composition de la flotte :

- ❖ **16 BOEING B737.**
- ❖ **11 BOEING B727.**
- ❖ **02 AIRBUS A310.**
- ❖ **02 LOCKEED L100-30.**
- ❖ **08 FOKKER F27.**

En **1993** : la flotte de la compagnie se compose de :

- ❖ 15 BOEING B737.
- ❖ 11 BOEING B727.
- ❖ 03 BOEING B767.
- ❖ 02 AIRBUS A310.
- ❖ 02 HERCULE L100-30.
- ❖ 08 FOKKER F 27.

En **2000** : achat de nouveaux avions de type BOEING 737-800.

En **2001** : au début de cette année la compagnie a reçu deux autres BOEING 737-200.

En **2002** : achat de cinq avions de type BOEING 737-600.

En **2003** : Air Algérie a reçu cinq avions de transport régionale 05 ATR.

Entre **2004** et **2005** : la compagnie a acheté cinq avions de type A330-200.

Le réseau aérien actuellement desservi par la compagnie englobe le réseau domestique.

Aujourd'hui la compagnie est parmi les premières à l'échelle du monde arabe et du tiers monde.

#### **I.1.4 Les moyens de la compagnie :**

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

➤ **Les moyens matériels:**

**a) Avion commerciaux :**

Nombre	marque	type	module
02	Airbus	A310	216 passagers
02	hercule		Cargo/20tonnes
03	Boeing	B767	253passagers
05	Boeing	B737-600	126 passagers
06	Boeing	B737-800	162 passagers
08	Fokker	F27	40 passagers
11	Boeing	B727	180passagers
15	Boeing	B737	130 passagers

**\*Tableau N°01\***

**b) Avion Cargo**

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

**\*Tableau N°02\***

### I.1.5 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 :

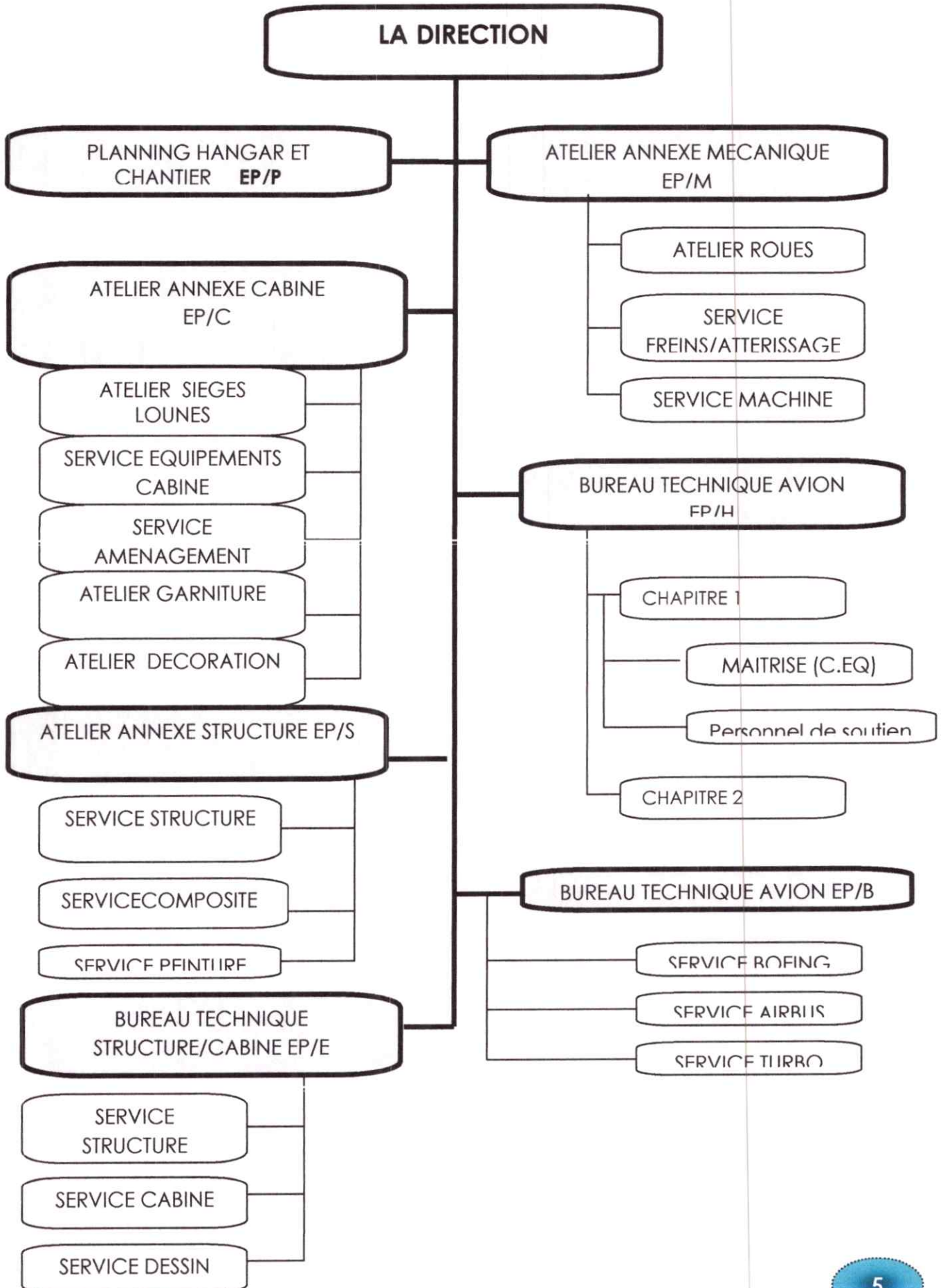
- Satisfaire de manière ponctuelle et régulière à la demande de la clientèle ;
- Fidéliser la clientèle et en attirer davantage ;
- Améliorer la qualité de service notamment en matière de sécurité, hygiène et confort ;
- Mettre en place les méthodes et techniques de production notamment la base de maintenance, la flotte aérienne et le catering ;
- 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 :

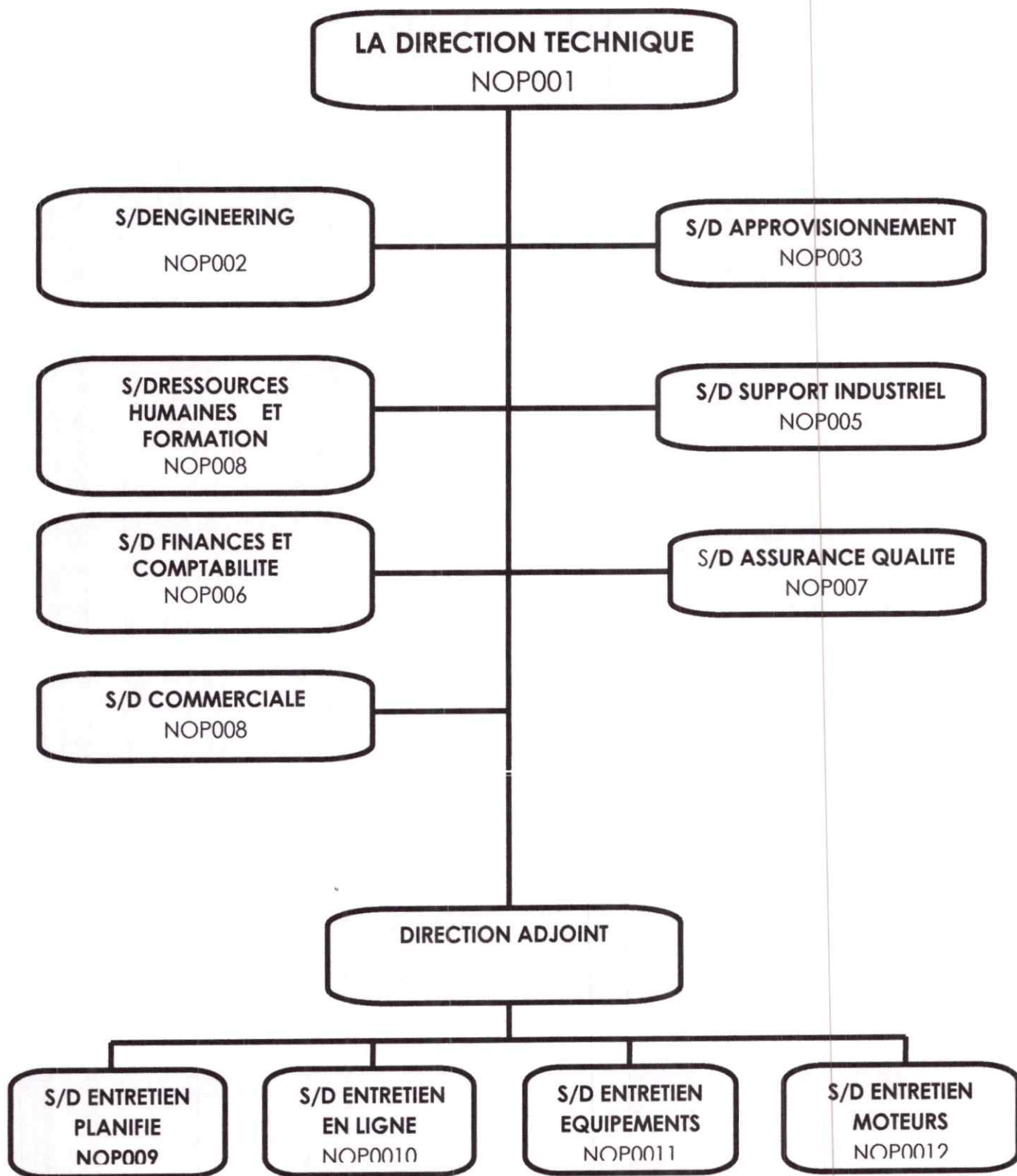
- Soutenir l'action de la décentralisation.
- Contribuer à l'équilibre régional.
- Satisfaire aux besoins d'une coopération internationale multiforme.

**ORGANIGRAMME DE LA SOUS DIRECTION ENTRETIEN PLANIFIE :**

**\*Diagramme N°01\***



**ORGANIGRAMME D'AH TECHNIQUE :**



**\*Diagramme N°02\***

## I.2 Généralités sur l'avion Boeing 737-NG

### Introduction

Le Boeing 737 représente la famille la plus vendue dans l'histoire de l'aviation. Le Boeing 737 est établi par la compagnie d'avion situé a Washington (Etat Unis). ce type d'avion offre une amélioration significative de confort pour les passagers, il est équipé d'un moteur de type CFM56-7B.

### I.2.1Caractéristiques d'un Boeing B 737

#### Dimension de l'avion

Sièges	126.
Poids au décollage	65.09T
Longueur	33.60M.
Hauteur	12.40M.
Largcur	34.40M.

\*Tableau N°03\*

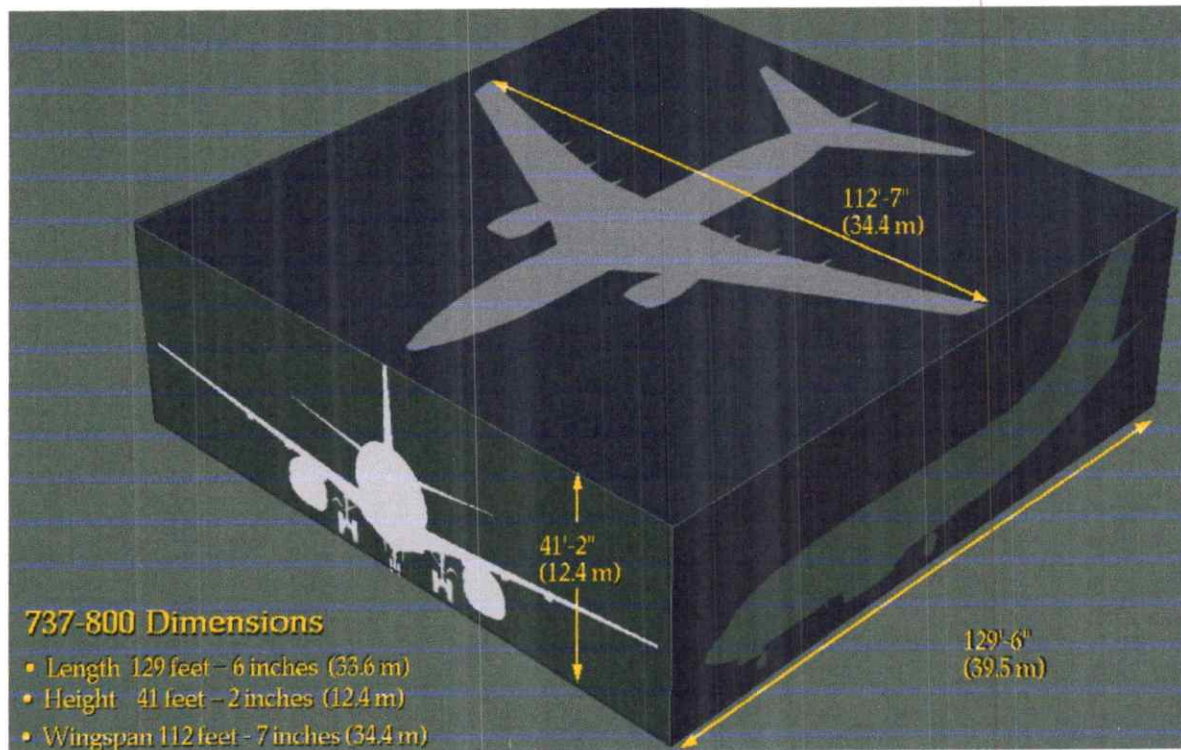


Figure I.1:(Les dimensions de BOEING 737-800 NG).



Figure I.2 : (Vue de face de BOEING 737-800 NG).

➔ Les moteurs :

Le CFM56-7B fournit également pour l'avion les puissances suivantes :

- Electrique.
- Hydraulique.
- Pneumatique.

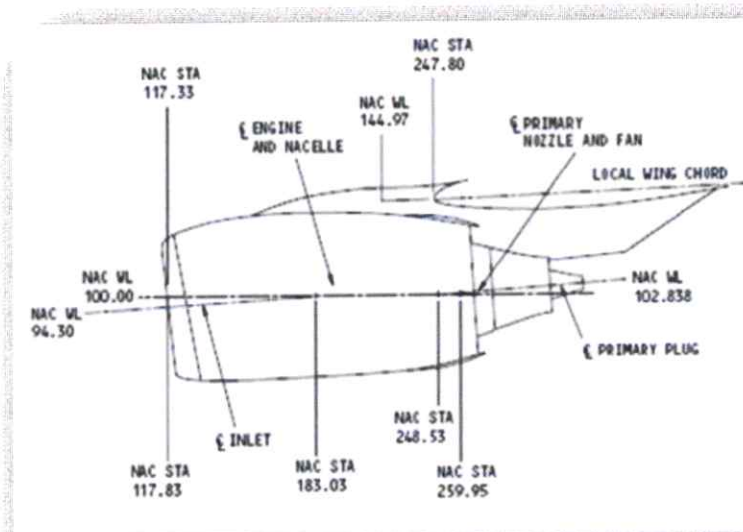


Figure I.3:(Le moteur CFM).



## I.3 Généralités sur les systèmes de navigation

### Introduction

Le développement continu des transports aériens, particulièrement notable au cours des deux dernières décennies, exige une constante amélioration des progrès de navigation et des systèmes de contrôle de la circulation aérienne.

Une navigation classique concerne : la trajectoire, la position, la vitesse et l'accélération, l'attitude (orientation spatiale) du véhicule et les vitesses angulaires instantanées autour des axes liés au véhicule.

Une navigation moderne doit pouvoir travailler en autonomie complète, sans références extérieures. Ceci n'exclut nullement la présence de systèmes annexes utilisant des références externes, pour des recalages des confirmations et une sécurité redondante.

Parmi ces systèmes autonomes, c'est-à-dire indépendants de toute aide extérieure au véhicule, les systèmes de navigation par inertie voient leurs emplois s'étendre de plus en plus.

### I.3.1 Classification des systèmes de navigation

Pour voler d'un point A à un point B, qu'il s'agisse d'un vol entre deux aéroports distants d'une dizaine de milles ou d'un vol plus lointain, le pilote utilise plusieurs aides électroniques à la navigation très différents dans leur fonctionnement. Néanmoins, on peut distinguer deux procédés généraux : le procédé de navigation à l'estime et le procédé de navigation par localisation.

#### ➤ La navigation à l'estime

Dans ce type de navigation, le point de départ étant connu, il suffit de mesurer ensuite à tout instant la vitesse d'un mobile dans un référentiel qui sert à décrire la trajectoire réellement suivie par intégration.

#### ➤ La navigation par localisation

Les procédés de cette catégorie de loin la plus utilisée donnent en premier lieu la position appelée aussi en termes de navigation, le point. Dans ces types de systèmes, la vitesse est fournie par un autre moyen.

## I.3.2 Quelques définitions des termes de navigation

### I.3.2.1 Les coordonnées géographiques :

Par tout point sur terre, passe un méridien et un parallèle définissant les coordonnées du point : ce sont la latitude  $L$  et la longitude  $G$  qui se mesurent en degrés et minutes :

#### a) Latitude $L$ :

Longueur d'arc du méridien compris entre l'équateur et le point considéré. La latitude est nord si le point est dans l'hémisphère nord et sud dans le cas contraire.

#### b) Longitude $G$ :

C'est la longueur du plus petit arc d'équateur compris entre le méridien d'origine (méridien de Greenwich) et le méridien passant par le point considéré.

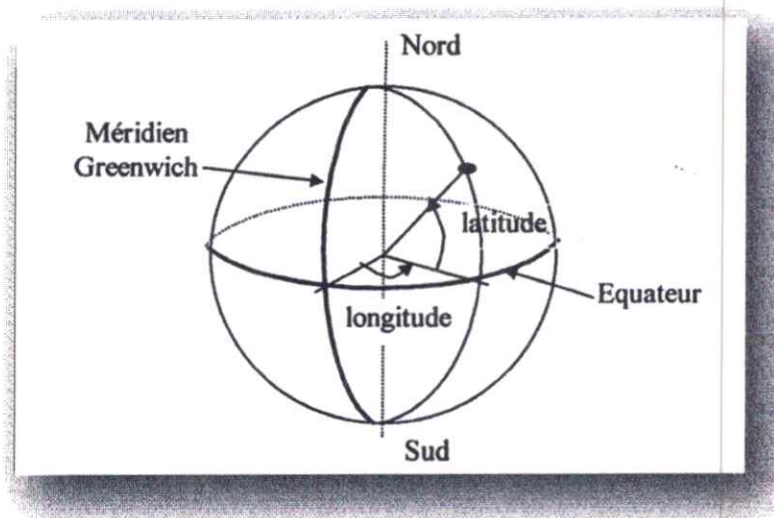


Figure I.5 (Les coordonnées géographiques).

### I.3.2.2 Les directions de références:

Les directions de référence sont constituées par les directions du nord.

On distingue :

a) **Le nord vrai  $N_v$**  qui est la direction du pôle nord ;

b) **Le nord magnétique  $N_m$**  qui est la direction de la projection horizontale du champ magnétique terrestre.

c) **Le nord compas  $N_c$**  qui est la direction du nord magnétique.

### I.3.2.3 Les Caps et les Routes :

- a) **Les caps  $C$**  sont les angles entre la direction de référence et l'axe longitudinal de l'aéronef. Si la direction de référence est le nord magnétique, on parlera de cap magnétique  $C_m$ .

Le vecteur de vitesse porté par le cap est la vitesse propre de l'avion appelée aussi vitesse air  $V_a$ .

- b) **Les routes  $R$**  sont les angles de la trajectoire-sol avec la direction de référence. Route et cap sont confondus en l'absence de vent et de dérapages.

Le vecteur de vitesse tangente à la route est la vitesse-sol  $V_s$ .

- c) **La dérive  $X$**  est l'écart angulaire entre la route et le cap. En vol normal sans dérapage, la dérive est fonction du vent noté  $V_w$ . La résolution du triangle des vitesses permet d'évaluer la dérive si on connaît la direction et la force du vent.

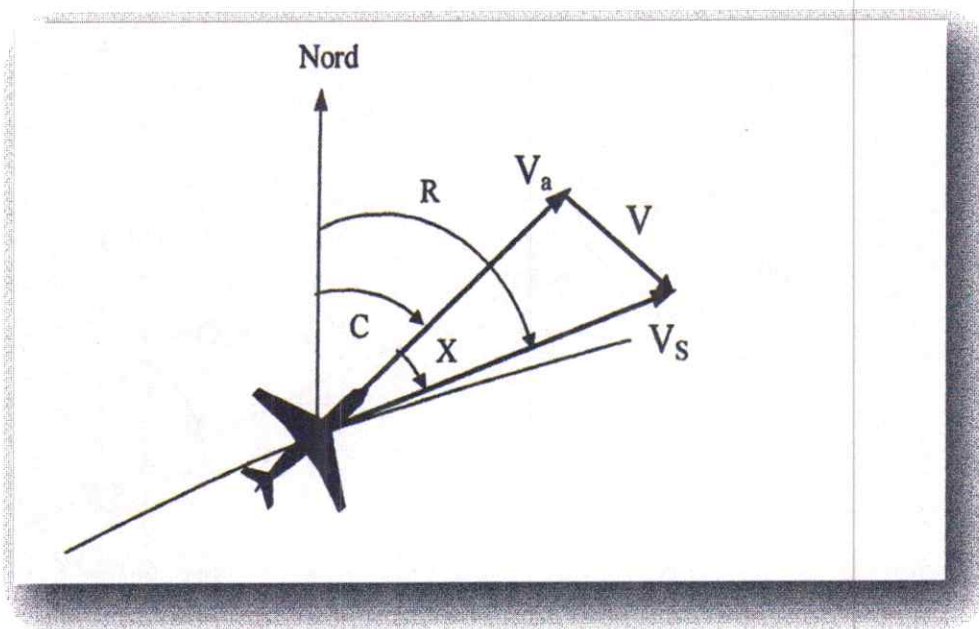


Figure I.6:(Directions relatives à l'aéronef).

### I.3.3 Les principaux mouvements de l'avion

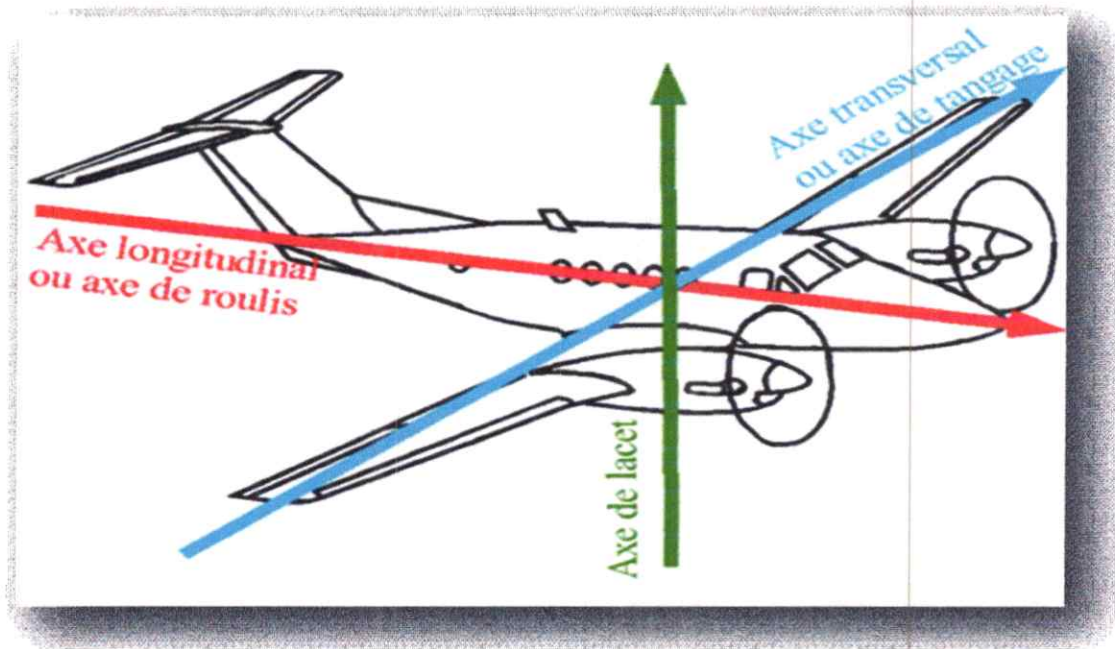


Figure I.7:(Les principaux axes d'un avion).

Un avion peut être représenté dans le trièdre de référence formé par :

- axe longitudinal ou axe de roulis(X) : autour du quel, l'avion se balance d'une aile à l'autre.

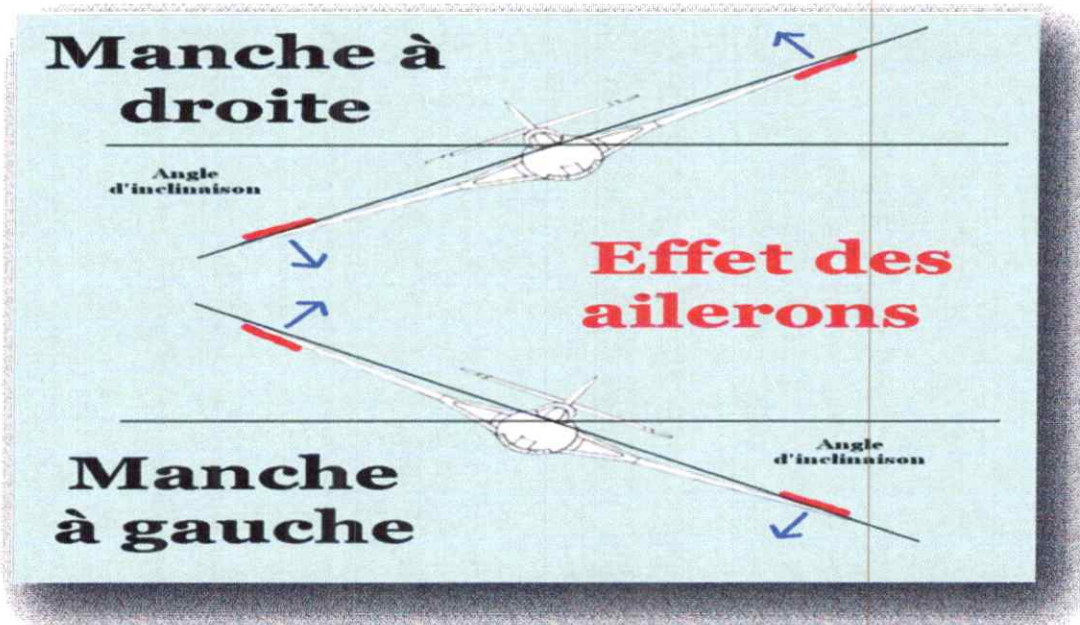


Figure I.8:(Mouvement d'un avion sur l'axe de roulis).

- axe transversal ou axe de tangage(Y) : autour du quel, l'avion levé et baisse le nez.

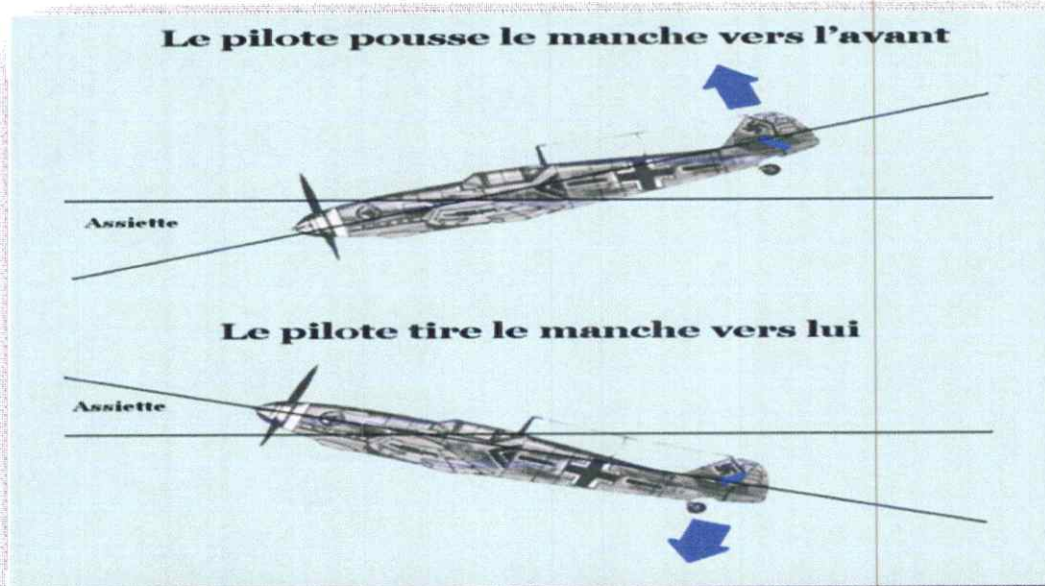


Figure I.9:(Mouvement d'un avion sur l'axe de tangage).

- axe de lacet (Z): autour du quel, l'avion promène le nez de gauche à droite en zigzags.

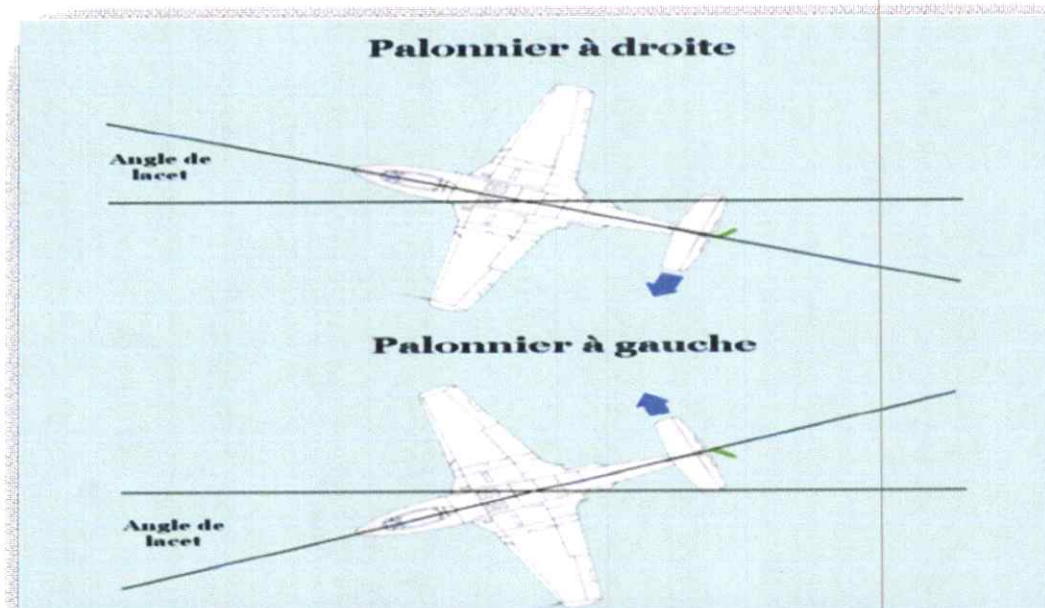


Figure I.10:(Mouvement d'un avion sur l'axe de lacet).

### I.3.4 Les relèvements

- **QDM** : c'est la route magnétique à suivre pour se diriger sur une station, c'est aussi le relèvement de la station par l'avion.
- **QDR** : c'est la route magnétique à suivre pour s'éloigner de la station, et aussi le relèvement de l'avion par la station.

### I.3.5 Le système de navigation VOR/DME :

#### a) Le VOR (VHF Omni range)

#### Définition

C'est un radiophare VHF omni directionnel de radionavigation à courte et moyenne distance fournissant à bord de l'avion l'information de QDR et par voie de conséquence l'information QDM qui est sensiblement égale au  $QDR + 180^\circ$ .

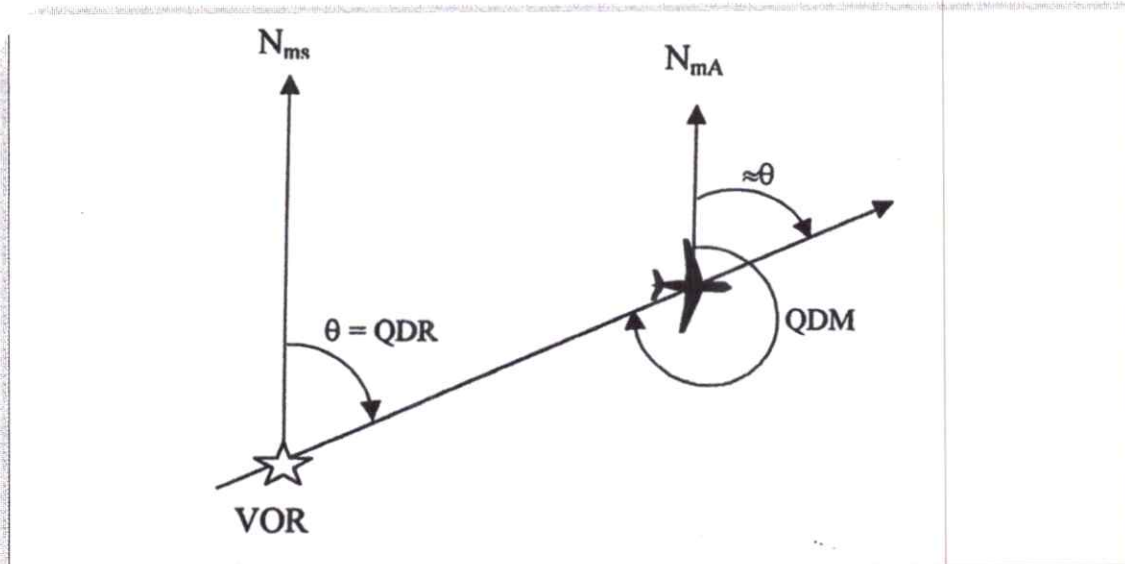


Figure.11:(Informations délivrées par le VOR).

#### b) DME (Distance Measuring Equipment)

#### Définition

Le DME est un équipement comprenant une station au sol (le transpondeur) qui est un équipement de bord permettant de mesurer à tout instant la distance oblique entre l'avion et la station. La station DME est pratiquement toujours couplée à une station VOR (fréquences appariées selon un tableau de l'OACI).

## I.4 La navigation inertielle

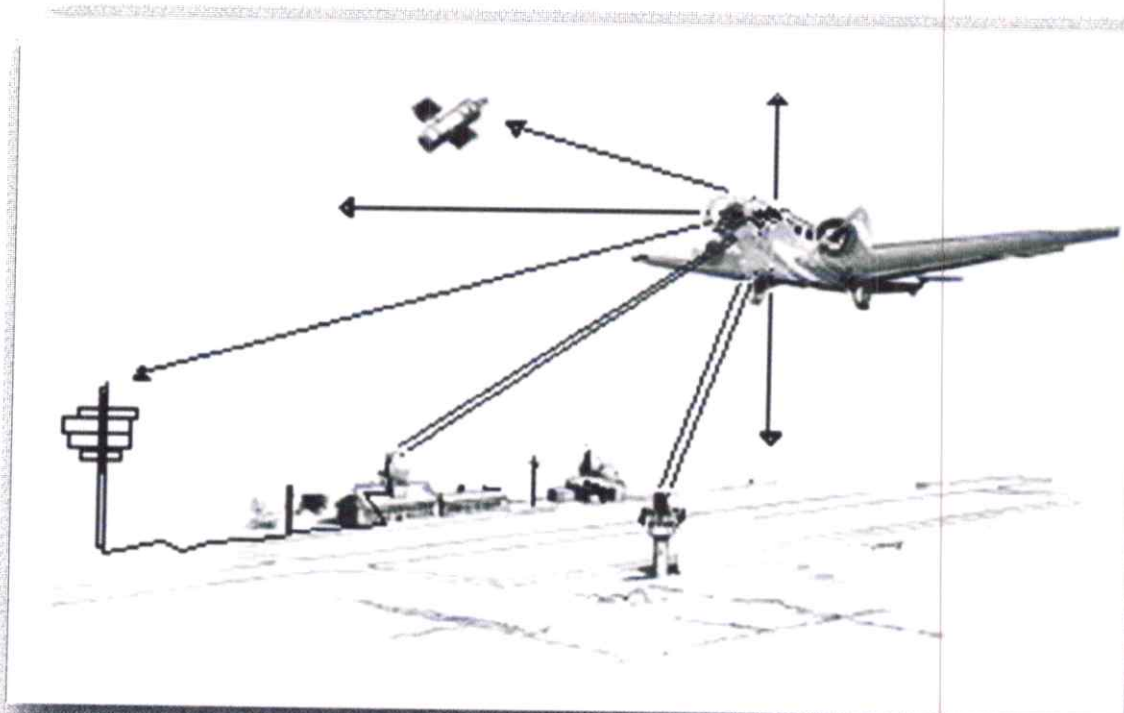


Figure I.12: (Les différents systèmes De la navigation inertielle).

### I.4.1 Définition

La navigation inertielle est d'estimer de façon autonome la position et la vitesse d'un avion par rapport à la terre à partir d'une unité de mesure inertielle (IMU) qui comprend des capteurs inertiels (accéléromètres, gyromètres, et d'un calculateur de bord qui élabore la solution de navigation).

### I.4.2 Historique

La navigation aérienne est largement héritière de la navigation maritime et la terminologie utilisée est identique. Elle s'en distingue par le fait que l'avion peut survoler aussi bien des zones maritimes que des zones terrestres qui comportent des obstacles. La vitesse des avions est bien plus élevée que celle des navires et leurs autonomie est limitée ; il en résulte que le calcul de la position (exp : la route à suivre), doit être effectué plus souvent et plus rapidement.

En 1923, Maximilien Schuler réalise la première combinaison (accéléromètre-gyroscope) et, en 1924, Claude Ab, aux États-Unis, est l'auteur de la première plate-forme à trois axes. Le premier équipement opérationnel a été embarqué en 1940 sur les fusées V2. Dans les années 60 ces systèmes ont été implantés à bord des sous-marins et des avions de combat. Il fallait attendre

les années 70 pour les voir apparaître dans les avions civils long-courriers. La navigation aérienne a été développée, au cours de la seconde moitié du XXe siècle grâce à la radionavigation qui repose sur la propagation des ondes radioélectriques.



CHAPITRE II  
AIR DATA INERTIAL REFERENCE  
SYSTEM  
"PARTIE IR"

## CHAPITRE II

### AIR DATA INERTIAL REFERENCE SYSTEM" PARTIE IR"

#### II Partie I : la centrale inertielle « IR »

##### Introduction

Le système de référence inertielle et des données aérodynamiques (ADIRS) est un système qui regroupe deux modules distincts :

La centrale aérodynamique (ADR) fournit les informations suivantes :

- la vitesse anémométrique (IAS)
- l'altitude barométrique.

La centrale inertielle (IR) fournit les informations suivantes :

- Attitude.
- Position actuelle.
- Vitesse-sol.
- Cap magnétique.

## II.1 Description générale du système ADIRS

ADIRS se compose de :

- (4) Modules de données aérodynamiques (ADMs);
- (1) Sonde de température totale de l'air (TAT);
- (2) Sondes d'angle d'attaque (AOA);
- (1) Unité de visualisation du système inertiel (ISDU);
- (1) Unité de sélection du mode (MSU);
- (2) Unité de référence inertielle des données aérodynamiques (ADIRU);
- (2) Unité d'attention principale d'IRS.

Les propriétés physiques d'ADIRS sont :

- Longueur : 15.12 pouces
- Largeur : 4.88 pouces
- Taille : 7.64 pouces
- Poids : 28 livres
- La puissance : 69watsAC, 64watsDC.

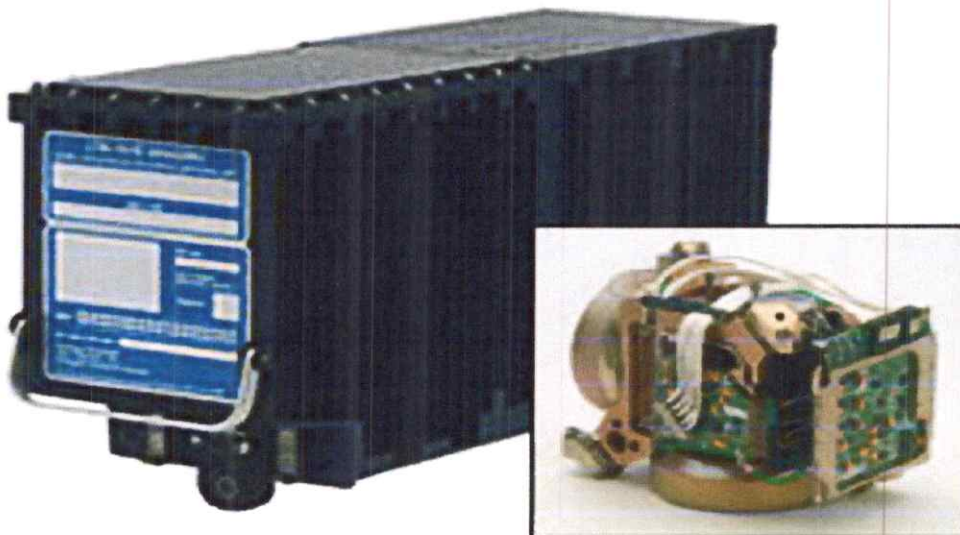


Figure II.1:(Le système ADIRS).

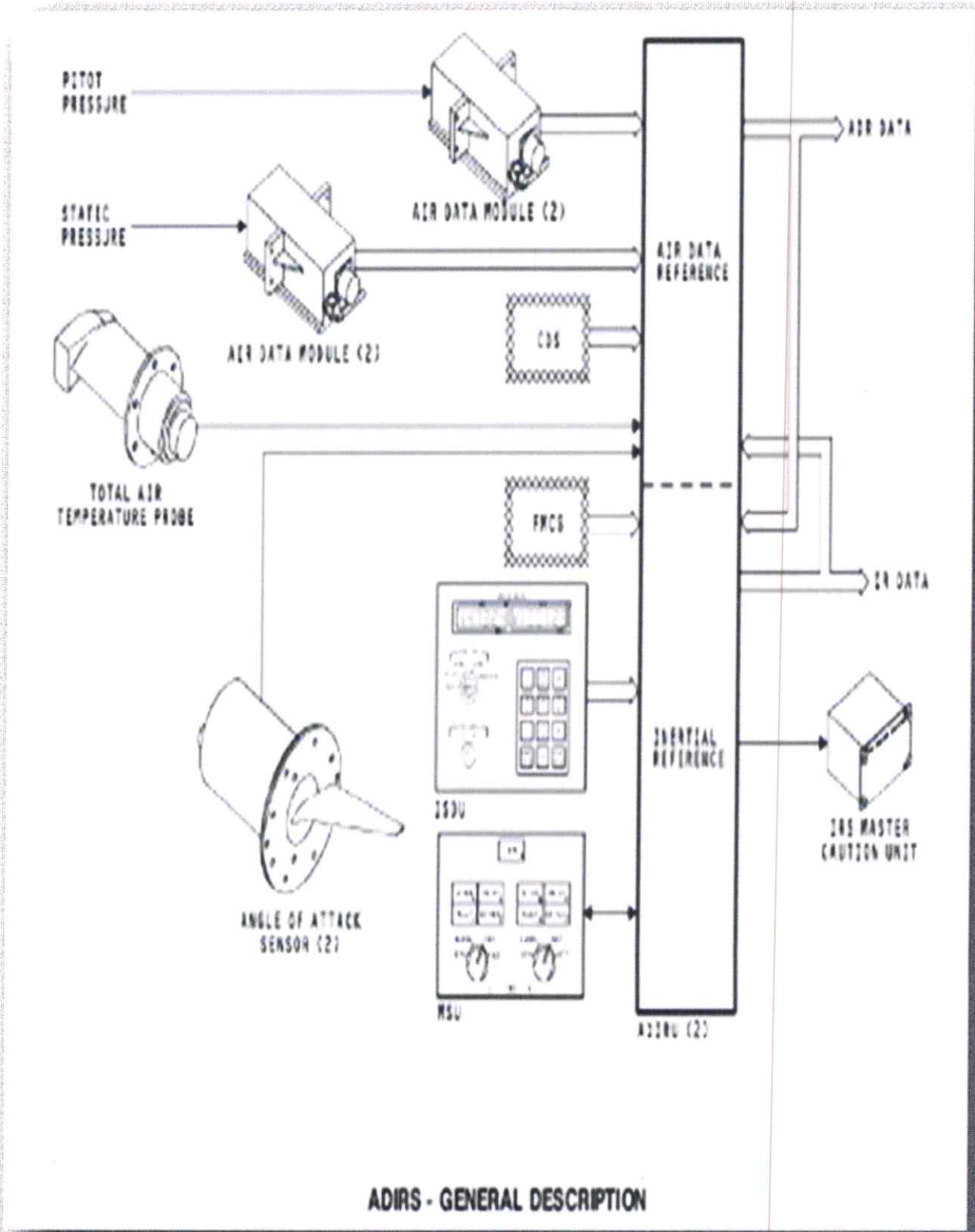


Figure II.2:(Schéma synoptique du système ADIRS).

## II.2 Localisation des équipements constituant le système ADIRS

### II.2.1 La centrale inertielle IRS

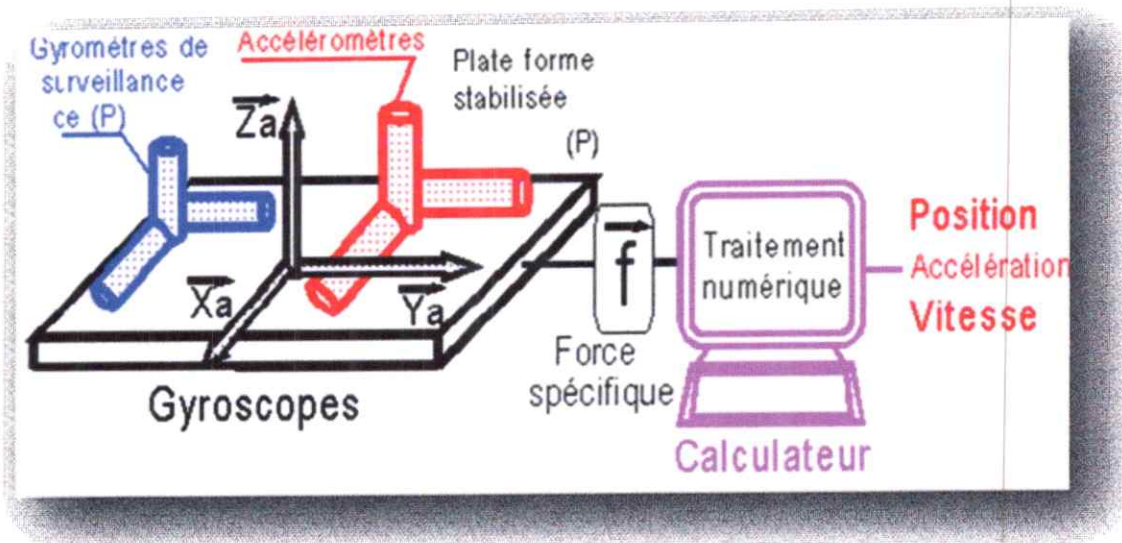


Figure II .3:( Schéma descriptif de la centrale inertielle IRS).

#### II.2.1.1 Définition

Une centrale à inertie ( centrale inertielle), est un appareil de navigation de précision comportant des gyroscopes, des capteurs d'accélération et calculateur de vitesse angulaire en calculant en temps réel à partir de ces mesures l'évolution du vecteur vitesse et la position d'un avion à bord duquel il est installé, ainsi que de son attitude (roulis, tangage, cap). Les centrales à inertie sont installées à bord de navires, des avions, des missiles et des véhicules spatiaux.

#### II.2.1.2 Principe général de fonctionnement de la centrale inertielle IRS

Le principe de fonctionnement d'une centrale à inertie est de fournir la position de l'avion par référence à sa position initiale au départ de la navigation avec une bonne précision même après plusieurs heures de vol.

#### Principe de base

Une plate-forme inertielle est capable de mesurer à l'aide d'accéléromètres extrêmement précis, l'accélération horizontale de la trajectoire et un calculateur effectue un premier calcul intégral pour déterminer la vitesse de l'avion par rapport au sol.

$$V = \int g dt.$$

Une deuxième intégration donne la position (POS) de l'avion.

$$POS = \int V dt + POS \text{ Origine.}$$

(C'est pourquoi il est nécessaire de fournir la position de départ).

### II.2.1.3 L'interface de la centrale inertielle

Les boîtiers de sélection du mode (MSU) et la visualisation (ISDU) sont situés sur un panneau au dessus de la tête du pilote.

Les centrales inertielles (IRU) sont installées dans un meuble spécial situé dans la soute électronique de l'avion, sur le coté gauche.

L'axe longitudinal des (IRU) est parallèle à l'axe longitudinal de l'avion, les poignées des (IRU) étant orientées vers l'avant.

Les supports d'IRU sont réglés en coïncidence avec les trois axes avion une précision supérieure à 0.2 degré.

#### Boîtier de sélection du mode MSU

Ce boîtier permet de mettre en route le système et de sélectionner le mode secours ATT en cas de panne partielle du système ou d'interruption électrique interdisant le fonctionnement en mode normal NAV.

En mode secours ATT, les paramètres de navigation sont perdus. L'IRU délivre encore les signaux suivants :

- Les signaux de roulis et tangage.
- Un signal de cap (l'IRU fonctionne en conservateur de cap, le cap initial étant inséré par l'équipage à partir de l'ISDU).
- La vitesse (variomètre).
- Les accélérations mesurées sur les axes avion.
- Les vitesses angulaires de roulis, tangage, lacet.

Si une centrale est passée en mode ATTITUDE, on ne peut plus l'utiliser en mode NAV pour le reste de vol.

Le MSU comporte quatre voyants commandés par des signaux discrets fournis par l'IRU.

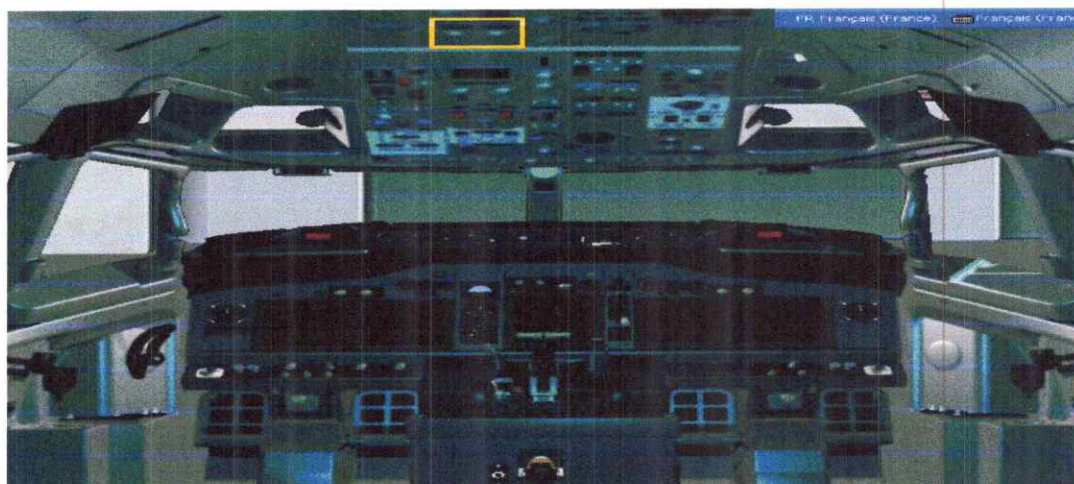


Figure II.4:(La situation du MSU).



Figure II.5:( Boîtier de sélection du mode MSU).

### ➤ Boîtier de visualisation du système (ISDU)

La boîte de visualisation du système ISDU permet l'initialisation des 2 IRU et de visualiser leurs informations principales de navigation.

Une seule boîte est installée et est reliée aux boîtiers IRU.

Cette boîte constitue un moyen de secours pour l'initialisation ou la visualisation car ces opérations sont normalement assurées par l'intermédiaire des « Flight Management System ».

Les boîtes de commandes FMS (CDU) permettent à l'équipage l'initialisation normale des IRS et la visualisation des paramètres principaux de navigation.

Le sélecteur rotatif DSPL a 4 positions :

- Sur PPOS, il permet d'insérer et de visualiser la position actuelle.
- Sur TK /GS, il permet de visualiser la route et la vitesse-sol.
- Sur HDG/STS, il permet de visualiser le cap vrai et le status, et le temps d'alignement restant.
- Sur WIND, il permet de visualiser la vitesse de vent.



Figure II.6:( Boîtier de visualisation du système ISDU).

II.2.1.5L’installation de la centrale inertielle IRS

Pour les centrales du type « IRS » l’intégration « systèmes » consiste en un dialogue direct « IRS-systèmes (avion) par bus numériques, en particulier pour le guidage et le contrôle automatique du vol (CADV) (forme évaluée du PA/DV classique) à travers le FMS (Flight Management System) qui hybride les informations de position P de l’IRS avec celles déduites des informations VOR/DME.

Le schéma ci-dessous présente fonctionnellement la relation fondamentale « IRS-FMS CADV »assurant la conduite du vol.

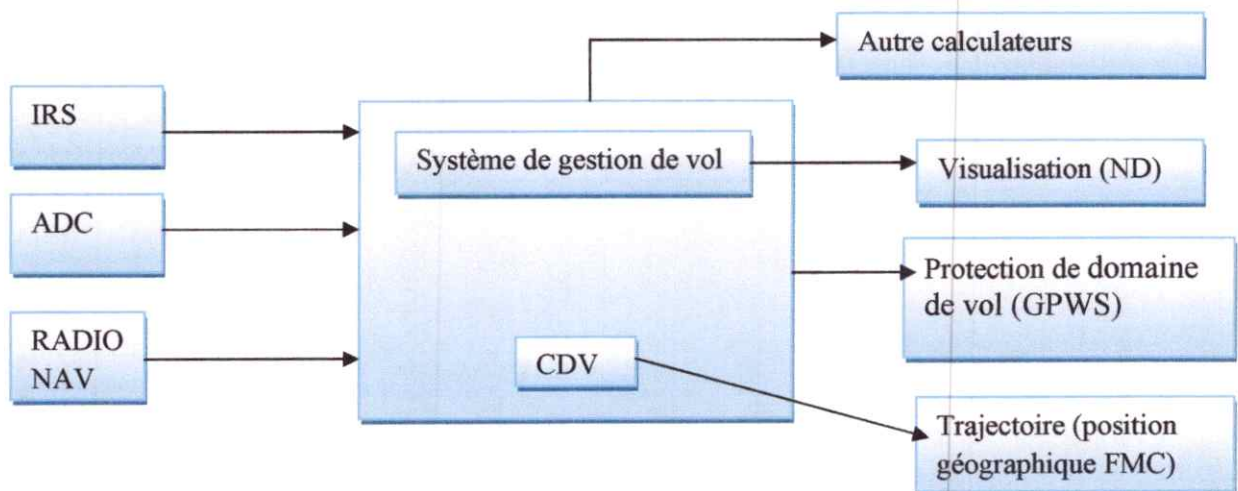


Figure II.7:(La relation fondamentale « IRS-FMS CADV »).



### II.2.1.6 Les capteurs de l'IRS

Le module des capteurs est un bloc rigide sur lequel sont fixés les trois gyrolasers et les trois accéléromètres asservis assemblés sur un support particulier (TRIAD).

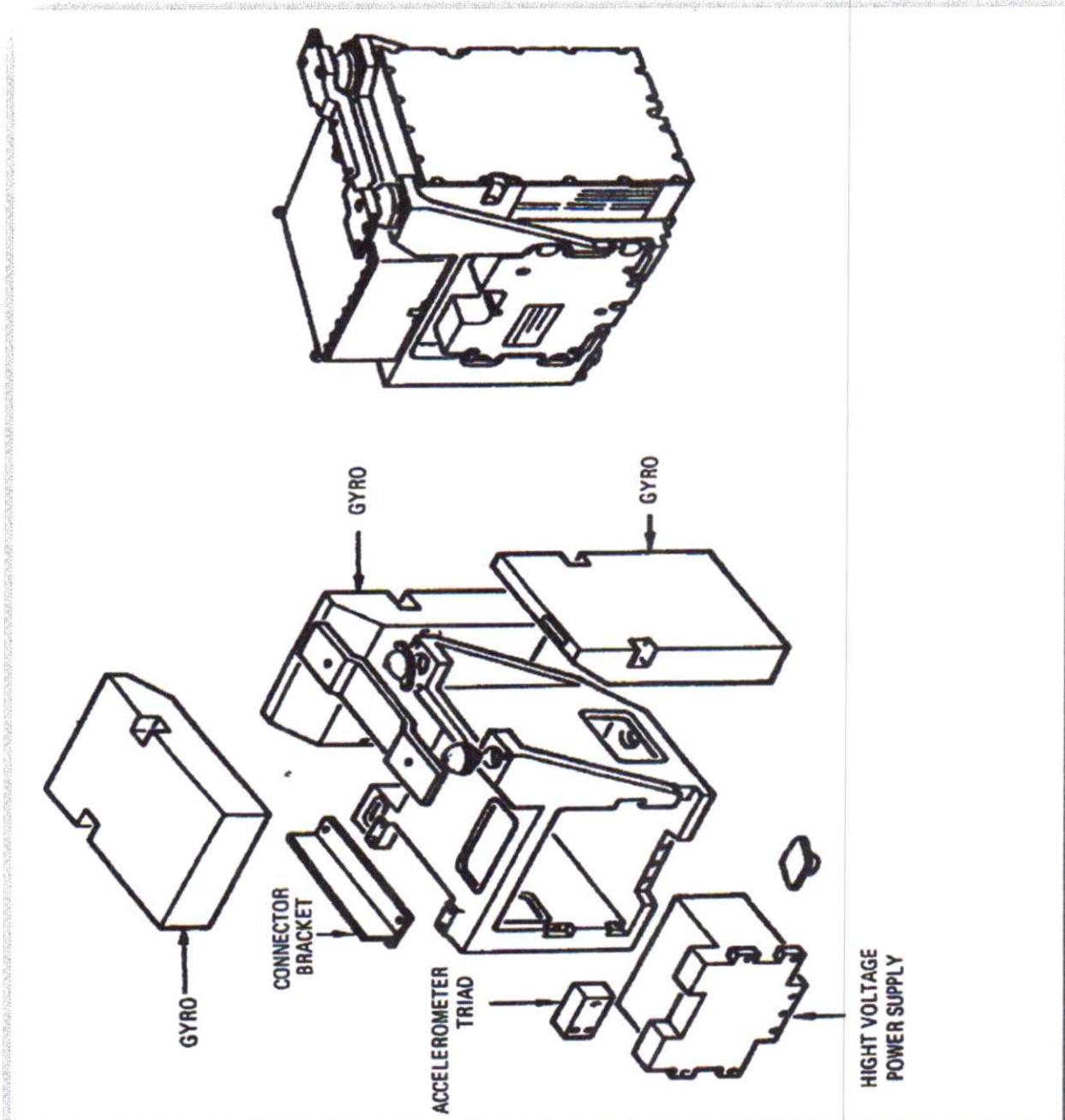


Figure II.8:(Module des capteurs).

a)-accéléromètres

C'est un appareil qui mesure l'accélération linéaire selon chaque axe. Pour avoir une position en trois dimensions, cette accélération contient la pesanteur, l'accélération du véhicule, l'accélération centrifuge, l'accélération de Coriolis.

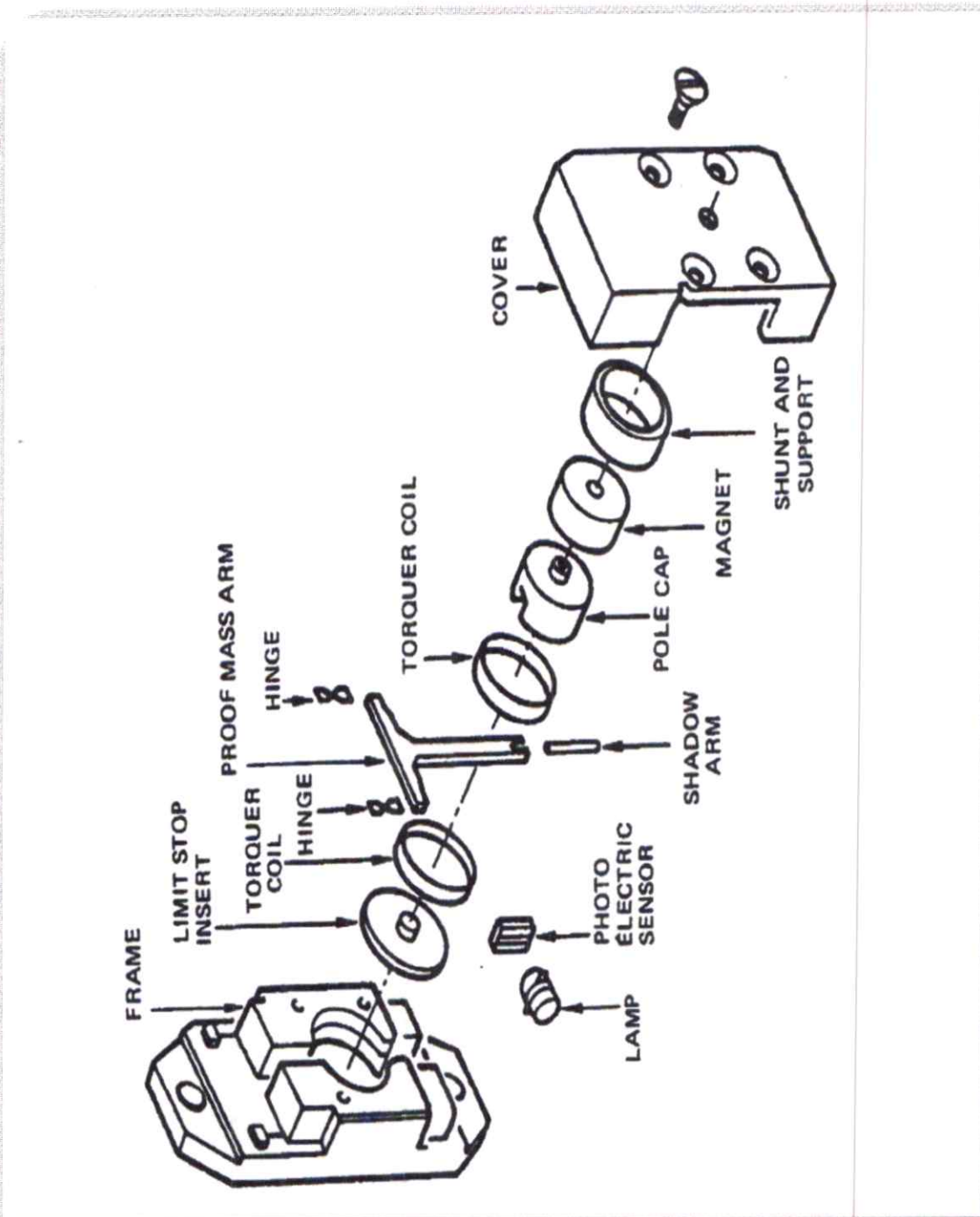


Figure II.9:(Module d'accéléromètre).

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

Un bras attaché à la tige sensible qui dirige 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 d'asservissement traversant les bobines

Le principe de tous les accéléromètres est basé sur la loi fondamentale de la dynamique :

$$\vec{M} \cdot \vec{\Omega} = \vec{F} + \vec{W}$$

$$\text{A l'équilibre } \vec{F} = -\vec{W}$$

$$\vec{\Omega} = \vec{F} / \vec{M} + \vec{W} / \vec{M}$$

$$\text{On pose } \vec{f} = \vec{F} / \vec{M}$$

$$\vec{\Phi} = \vec{W} / \vec{M}$$

$$\vec{\Omega} = \vec{f} + \vec{\Phi}$$

$\vec{F}$ : force appliquée sur le système.

$\vec{W}$ : force de gravitation.

$M$ : masse.

$\vec{\Omega}$ : accélération.

$f$ : force spécifique.

$\vec{\Phi}$ : accélération de gravitation.

b)-La centrale gyroscopique

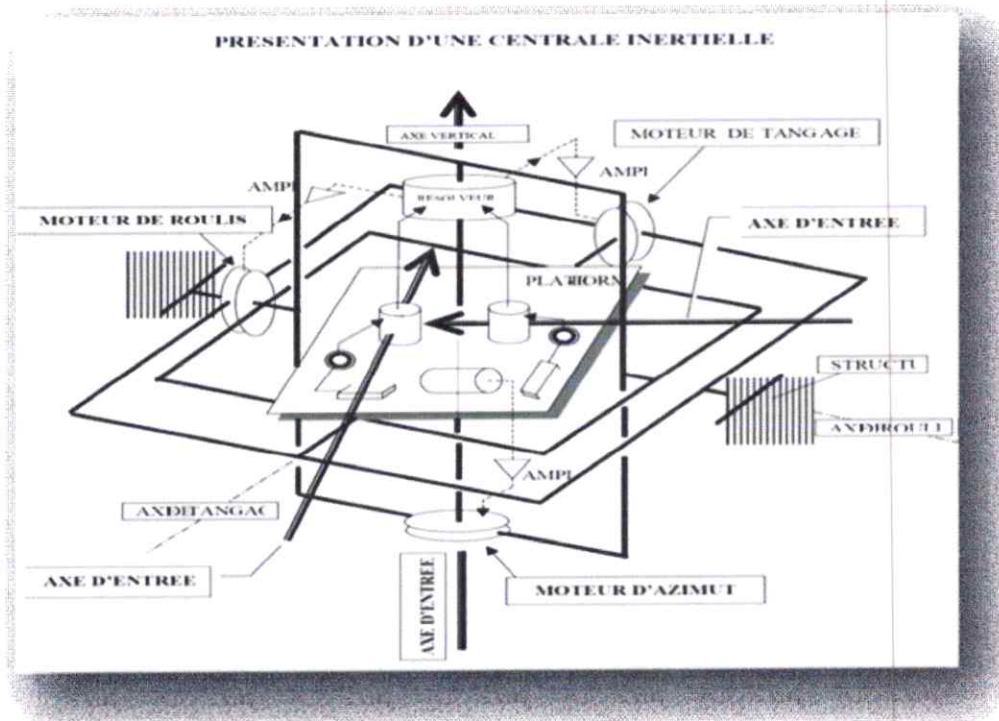


Figure II.10:(Schéma descriptif de la centrale gyroscopique).

Definition d'un gyroscope

Un gyroscope est un appareil qui mesure les directions d'un avion .c'est une grosse masse logie dans un boitier qui tourne sur elle-même avec une grande vitesse grâce à un moteur pneumatique ou électrique, est caractérisée par un vecteur  $H$  colinéaire avec  $\omega$  (rotation).

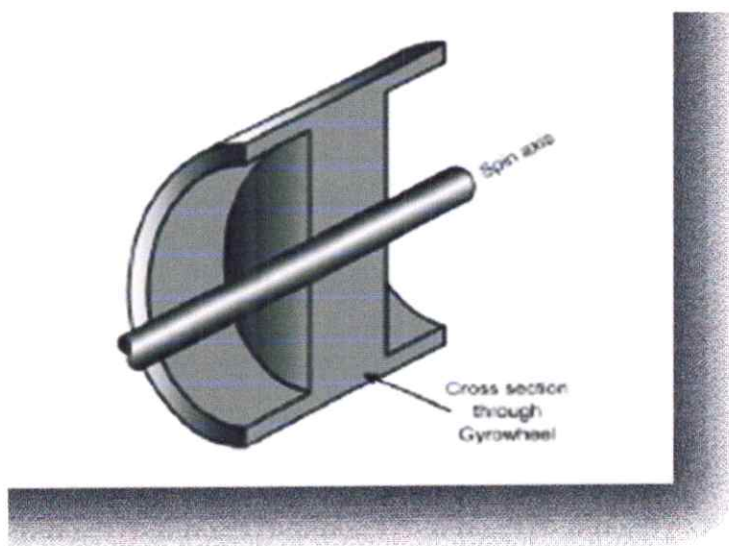


Figure II.11:(section longitudinale d'un gyroscope).

## Les types de gyroscopes

Il existe plusieurs types de gyroscopes selon le mode de suspension :

### ❖ Gyroscopie à un degré de liberté

Il est fixe autour de ( $Z_a$ ) et en plus de sa rotation autour de ( $Y_a$ ), on a une rotation supplémentaire autour de ( $X_a$ ) d'où le nom de 1° de liberté Utilisé pour les gyromètres

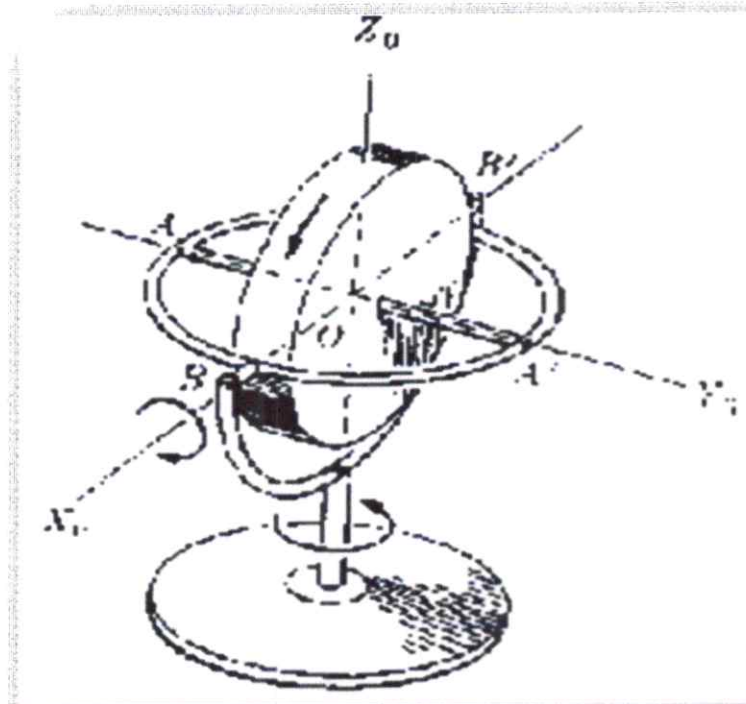


Figure II.12:(Gyroscopie à un degré de liberté).

### ❖ Gyroscopie à deux degrés de liberté :

En plus de sa rotation autour de ( $y_a$ ), on a deux rotations supplémentaires autour de ( $x_a$ ) et ( $z_a$ ) d'où le nom de 2° de liberté.les trois axes passe par le centre de gravité de gyroscope.

-Exemple d'un gyro directionnel et vertical qui mesure les angles (cap magnétique, inclinaison et assiette).

Son axe peut occuper n'importe quelle position dans l'espace.

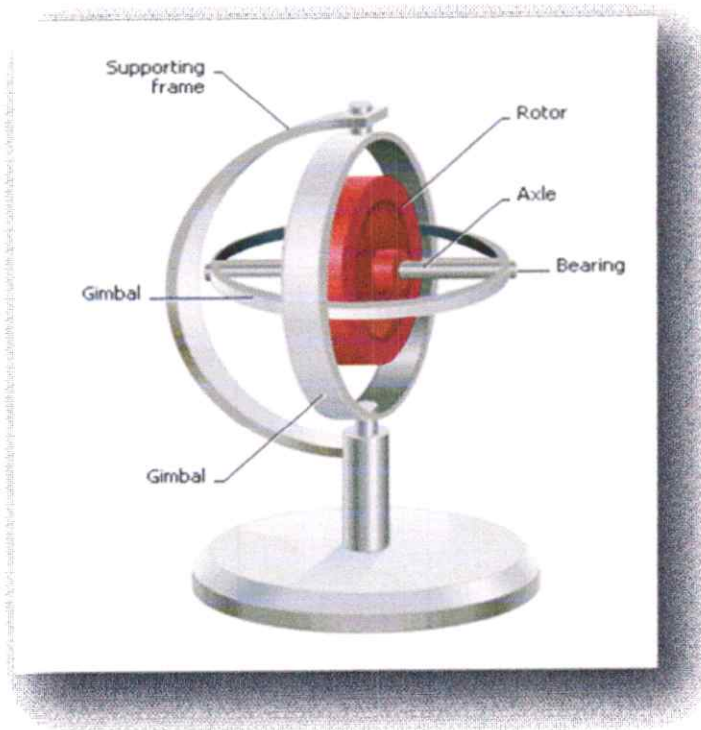


Figure II.13:( Gyroscope à deux degrés de liberté).

#### ❖ Gyroscope de trois degrés de liberté :

Quand un gyroscope peut osciller autour de trois axes, il est dit à trois degrés de liberté

#### Propriété fondamentale des gyroscopes

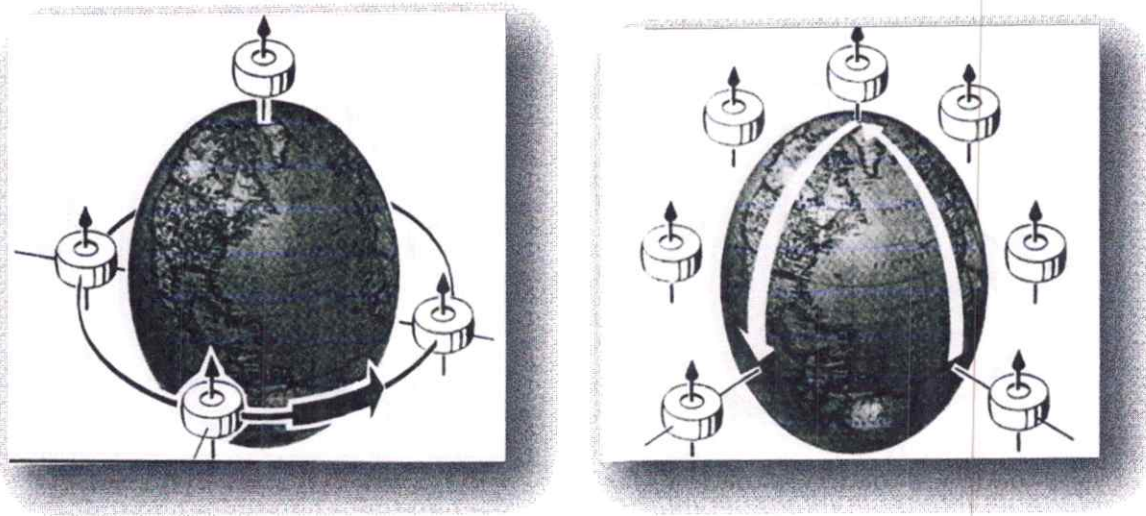
##### 1-Fixité dans l'espace absolue

Sans perturbation extérieure, c-à d.  $H$  se conserve dans l'espace absolu.

##### 2-Précession :

Il existe trois types de précession :

- Précession apparente (la rotation de la terre).
- Précession astronomique (la rotation de la terre et de l'aéronef).
- précession instrumentale (les imperfections mécaniques et les erreurs).



**Figure II.14:( La fixité des gyroscopes par rapport à la terre).**

### 3- Couple Gyroscopique

Le couple gyroscopique est la réaction par rapport à une rotation obligée suivant une direction différente de celle de H (H se dirige vers la sollicitation).

#### Gyrolaser

Le gyrolaser est un instrument de navigation inertielle largement utilisé dans l'aéronautique. est un oscillateur double constitué d'un laser à gaz. Il est composé d'un circuit de lumière parcourant un triangle équilatéral. La source de lumière (laser) est appliquée au milieu de la base du triangle, ou elle est séparée en deux faisceaux vers les deux angles inférieurs du triangle où sont placés deux miroirs qui redirigent les deux faisceaux de lumière vers le troisième sommet. La vitesse de propagation de la lumière étant constante, si le triangle est animé d'un mouvement de rotation dans son plan, la distance parcourue dans les deux branches devient différente. Grâce aux propriétés du rayonnement laser, on observe alors une interférence au sommet du triangle. Un détecteur photoélectrique peut compter et déterminer le sens de défilement des raies de cette interférence, dont la fréquence est proportionnelle à la vitesse de rotation du triangle sur lui-même. En montant trois dispositifs de ce type selon un trièdre, et en traitant les signaux, il devient possible de déterminer tous les mouvements d'un avion selon ses trois axes comme avec un gyroscope mécanique. En ajoutant les accéléromètres et le traitement de leurs signaux, une centrale à inertie a été reconstituée.

Le gyrolaser utilise le principe suivant :

- 2 faisceaux LASER se déplacent en sens inverse dans une cavité optique de 28 centimètre 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 de faisceaux tournant dans la rotation avion et a pour effet de diminuer le trajet optique de faisceaux tournant dans le sens inverse de la rotation avion.
- La fréquence de chacun des faisceaux s'accorde sur la longueur de 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 ondes 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 détermination des vitesses angulaires étant réalisée par mesure d'une différence de fréquence des faisceaux LASER, la résolution du gyroscope et de la sensibilité fréquence /vitesse de rotation.

Un gyroscope LASER animé des mouvements très faibles présenterait un défaut de résolution car il existe un phénomène parasite de tendance au des deux faisceaux leurs fréquences sont voisines.

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



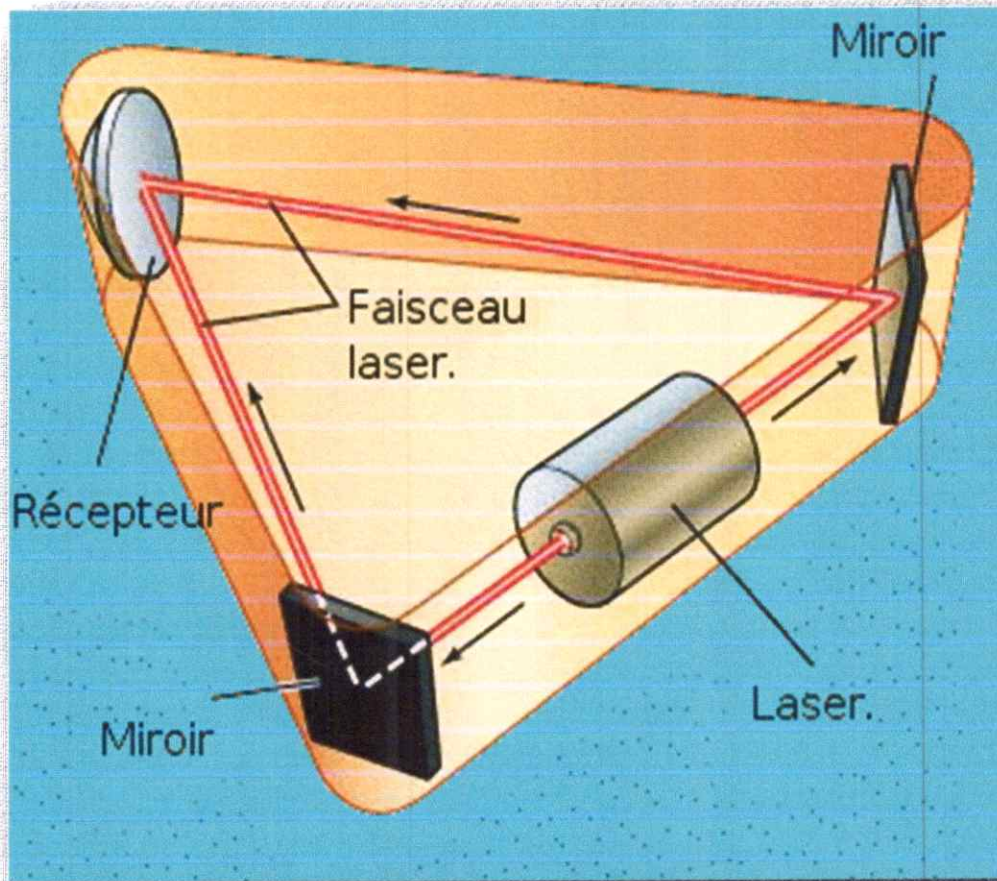


Figure II.15: (Schéma descriptif de gyrolaser).

#### Avantages de gyrolaser

- meilleure précision.
- moins d'entretien.
- Aucune pièce mécanique.

### c)- Le calculateur

Le calculateur effectue les calculs qui permettent de passer des informations retournées par les gyroscopes et les accéléromètres à la position et à la vitesse du véhicule. En fait il doit faire une intégration d'accélération pour trouver la vitesse, puis une deuxième intégration de la vitesse pour en déduire la position.

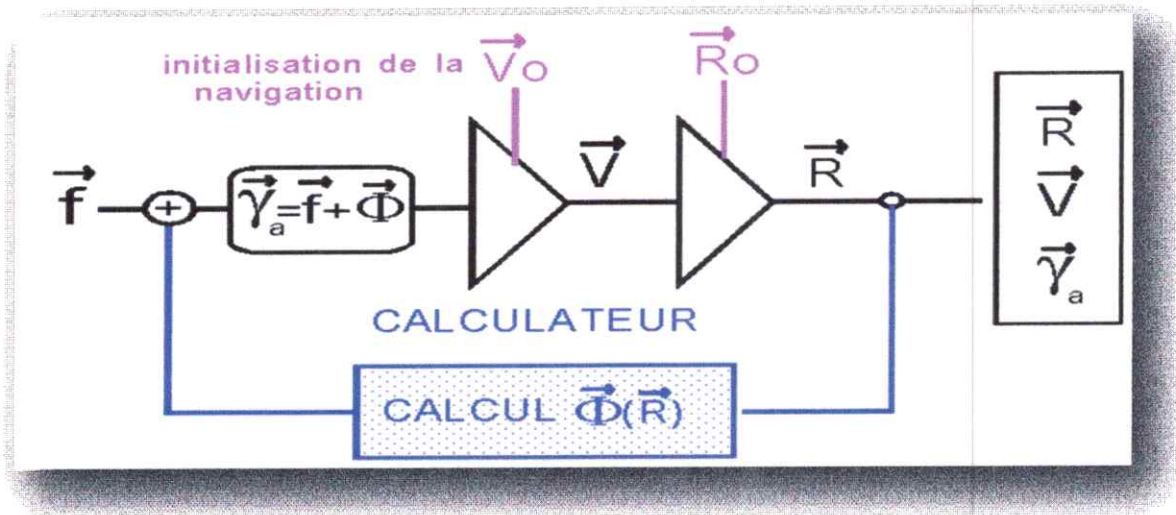


Figure II.16:(Schéma synoptique d'un calculateur).

#### II.2.1.8 Les informations fournies par une centrale inertielle

##### a) Informations basiques

- Position P traduite par 2 coordonnées :
  1. La latitude  $L$  (géographique) ;
  2. La longitude  $G$  (géographique) ;
- Orientation « avion »/méridien « origine » : cap vrai  $C_v$  (True Heading HDG) ;
- Orientation « trajectoire/terre » : route vraie  $R_v$  (Track Angle TK) ;
- Angle de dérive  $X$  (Drift Angle  $DA=R_v-C_v$ ) ;
- Vitesse/ terre : vitesse - sol  $V_s$  (Ground Speed GS) ;
- Angle d'attitude (assiette longitudinale  $\theta$  et Inclinaison Latérale  $\Phi$ )

##### Rappels

- L'angle d'assiette longitudinale  $\theta$  est défini entre  $X_h$ , projection de roulis  $x$  sur le plan horizontal local, et  $x$  lui-même.
- L'angle d'inclinaison latérale  $\Phi$  est défini entre  $Y_h$ , projection de tangage  $y$  sur le plan horizontal local, et  $y$  lui-même.
- L'angle de lacet n'est défini ; on lui substitue l'angle de dérapage.

### b) informations complémentaires :

- Route vraie DSRTK (desired Track) est la distance orthodromique entre 2 points mémorisés d'un plan de vol ;
- Ecart latéral XTK (cross track) par rapport a cette route ;
- Ecart de route TKE (track error) par entrer la route suivie et la route désirée ;
- Temps estimé ou prochain point (en fonction da 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.

#### II.2.1.9 L'utilisation pratique de l'IRS

L'insertion de la position instantanée se fait pendant l'alignement.  
L'IRU calcule d'avance la position (l'attitude), et le comparer avec l'information de position entrée pour assurer que le calcule est juste.  
L'insertion d'information de position se fait une seule fois pour les deux IRU à traverse deux chemins l'ISDU ou FMS CDU



Figure II.17:(FMS CDU et l'ISDU).

### a) L'insertion de la position instantanée par le CDU

Pour entrer l'information de position instantanée on suit les étapes ci-après :

➤ Appuyer la touche INT/REF

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

- transférer l'information de la position vers la ligne LAST POS
- transférer l'information de la position vers la ligne REFAIROPORT.
- Entrez l'information de la position à l'aide du clavier de CDU.

#### ➤ Transfert vers la ligne LASTPOS

Faites ceci par le transfert de la position (1) vers la ligne LASTPOS (2) sur le CDU à l'ADIRU :

- pousser la clef de la ligne sélectionnée (LSK) 1R La position déplacée vers le scratch pad (3).
- pousser LSK 4R (4) L'information de la position déplacée de scratch pad au boîtier SET IRS POS (5).

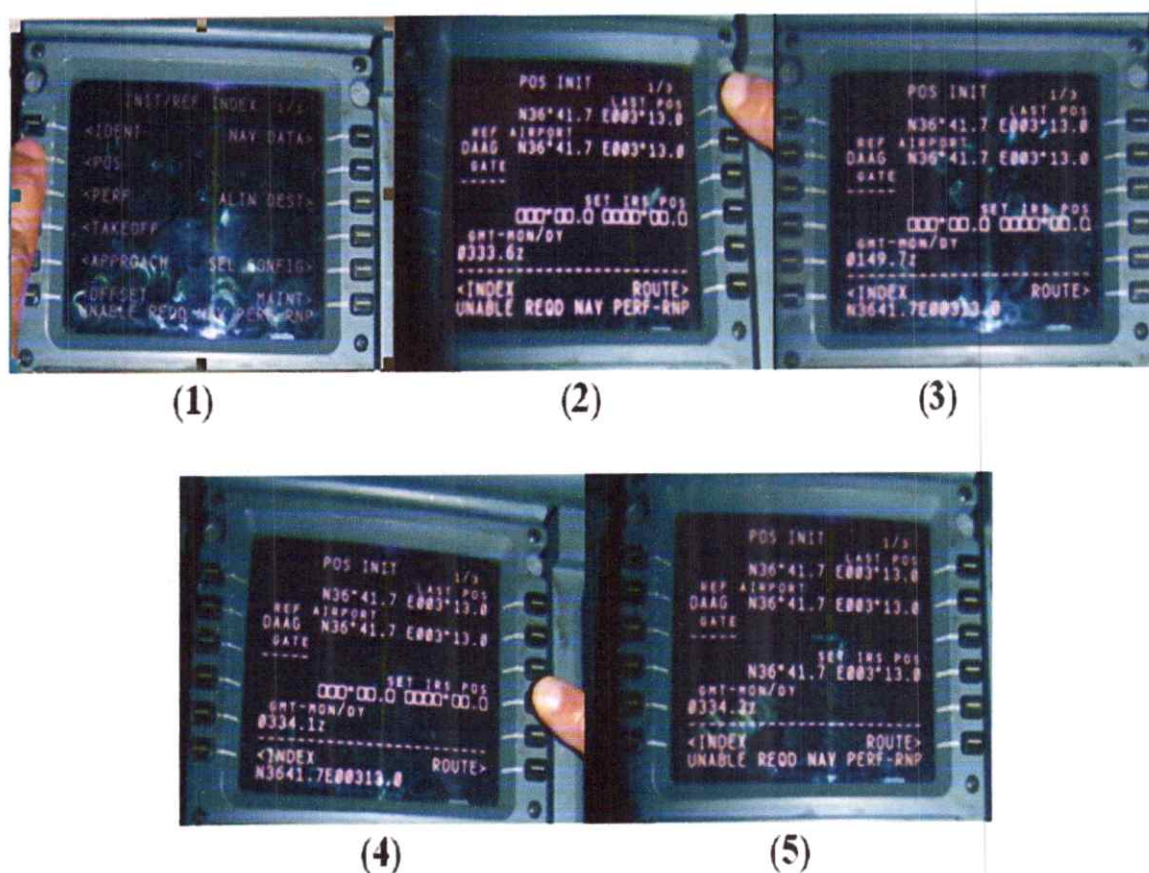


Figure II.18:(Les étapes de transfert vers la ligne LASTPOS).

### ➤ Transfert au REF aéroport

Faites ceci par le transfert de la position vers la ligne REFAEROPORT sur le CDU à l'IRS :

- utiliser le clavier CDU pour entrer le code aéroportuaire dans le scratch pad
- poussez LSK 2L les mouvements de code aéroportuaire et l'information de position présents.
- poussez la clef de sélection de la ligne (LSK) 2R. L'information de position transfert vers le scratch pad.
- poussez LSK .l'information de position déplacée du scratch pad au boitier SET IRS POS.

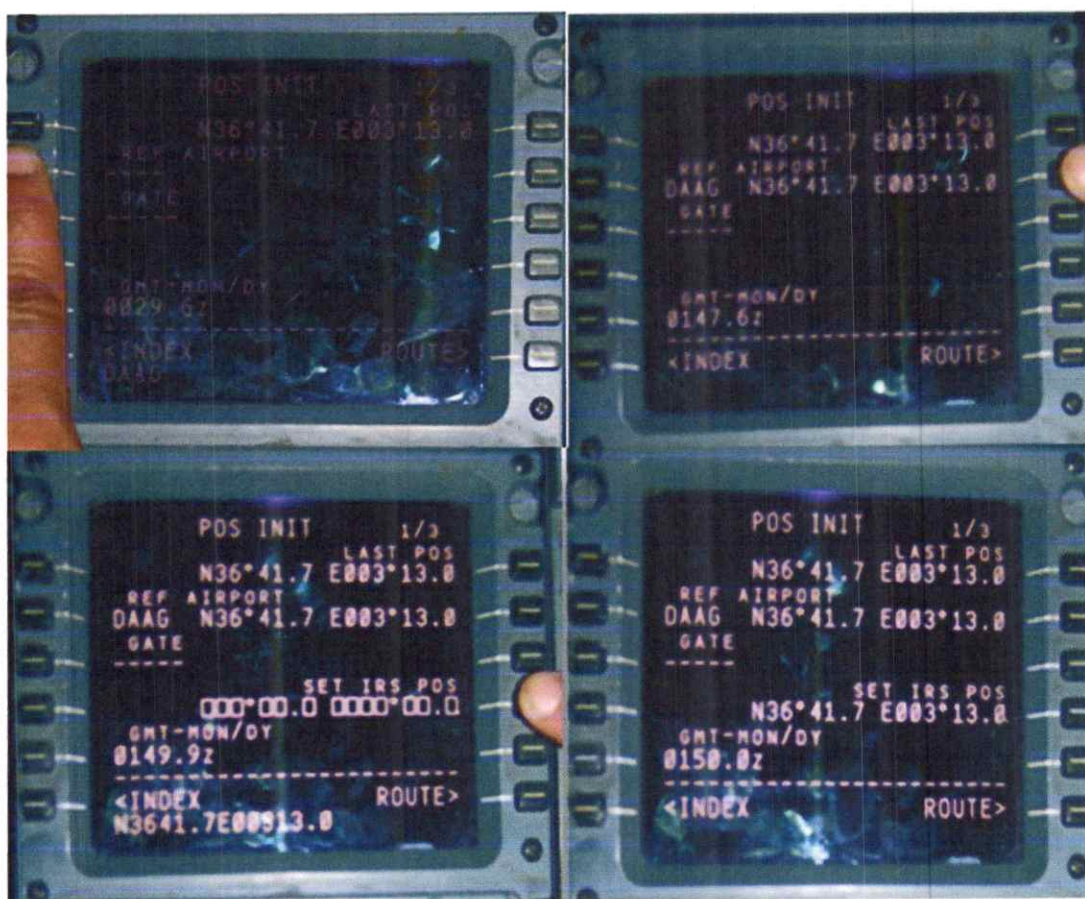


Figure II.19:(Les étapes de transfert au REF aéroport).

### ➤ Entrez l'information de la position à l'aide du clavier de CDU

Faites ceci pour entrer l'information de position vers le scratch pad sur le CDU à l'ADIRU:

- utiliser le clavier pour entrer l'information de la position instantanée dans le scratch pad sans utiliser des espaces ou des virgules (,)



- pousser LSK 4R. L'information de la position instantanée déplacée du scratch pad au boîtier SET IRS POS.

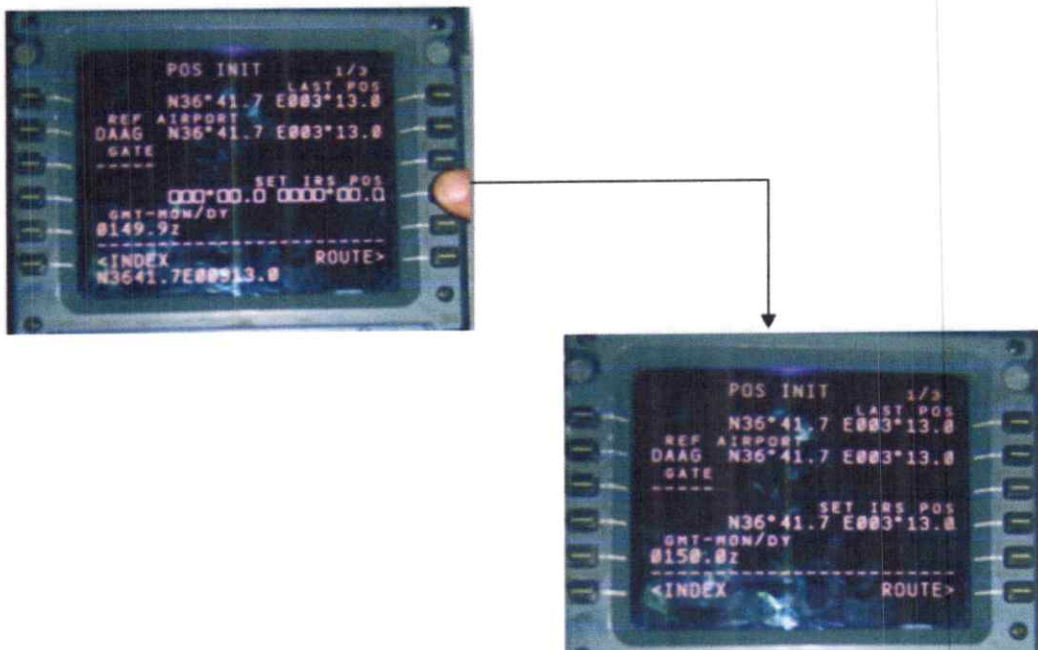


Figure II.20:(L'insertion de l'information de la position par le CDU).

### b) L'insertion par l'ISDU

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 latitude nous suivons les étapes ci-après :

- Mettre le sélecteur de mode en position PPOS.
- Pousser 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.
- Utiliser le clavier pour entrer la valeur de l'attitude.
- Appuyer le bouton ENT pour transfert l'information L'IRU.
- Le bouton ENT éteindre.

#### 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.



L'insertion de Latitude.

L'insertion de Longitude.



Figure II.21:( L'insertion de la position par l'ISDU).

## II.4 temps d'alignement

Nous pouvons voir le temps d'alignement reste sur l'ISDU avec le déplacement de sélecteur de mode (DSPL SEL) à la position HDG/STS, et le temps indiqué à l'écran droit on minute jusqu'à ce que les IRU soient alignés.

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 vas au mode navigation si :

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



MINUTES REMAINING	SHOW NUMBER
17	15
16	15
15	15
14	14
13	13
12	12
11	11
10	10
9	9
8	8
7	7
6	6
5	5
4	4
3	3
2	2
1	1
0	0

Figure II.22:(l'affichage de l'ISDU pendant l'alignement).

## II.5 mouvement d'IRS

### Généralités

Quand l'ADIRU est en mode d'alignement et ADIRUs détectent le mouvement d'avion :

- Le mode d'alignement s'arrête après 30 secondes.
- Un code d'état 03 indique à l'ISDU.
- L'IRS MOTION affiché au scratch pad de CDU.

Quand le mouvement stoppé 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 bloc-notes CDU. Voir figure



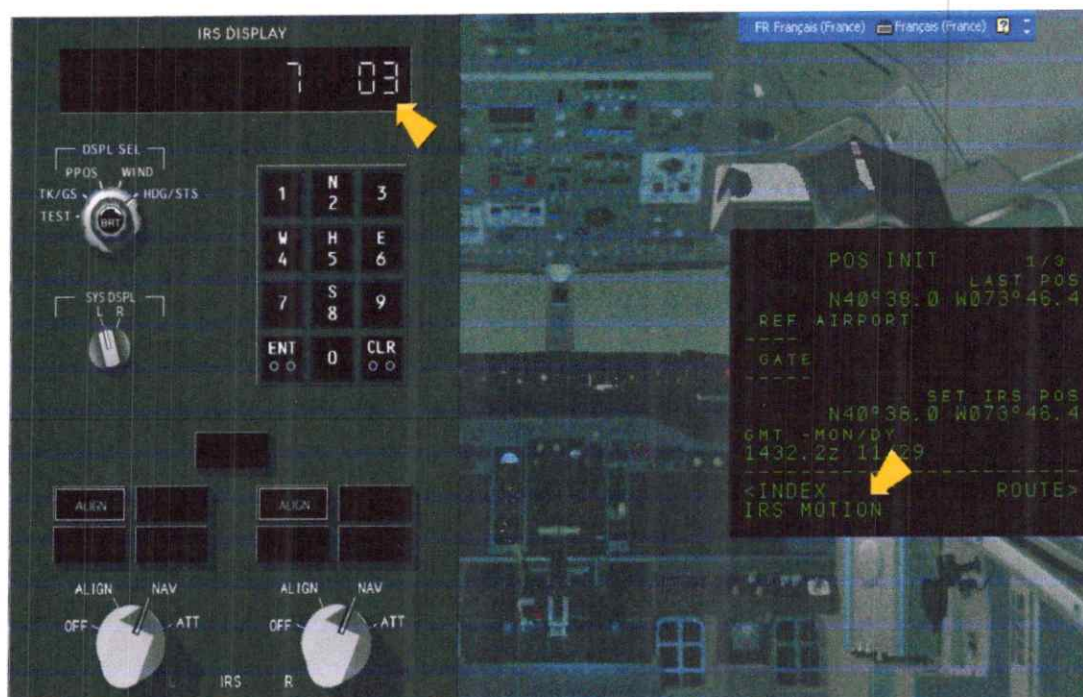


Figure II.23:(L'indication de code d'état 03 à l'ISDU).

## II.5.1 déférence en position (défaut de position insérée)

### a)- durant l'alignement

L'IRU garde un rapport sur la dernière position, et quand on fait entrer une autre information de position qui est plus que 1 degré différent que la latitude ou longitude enregistrée, ces choses se produisent :

- ALIGN allumé.
- Le code 04 indiqué à 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 cache.
- Le message ENTER IRS POSITION cache.

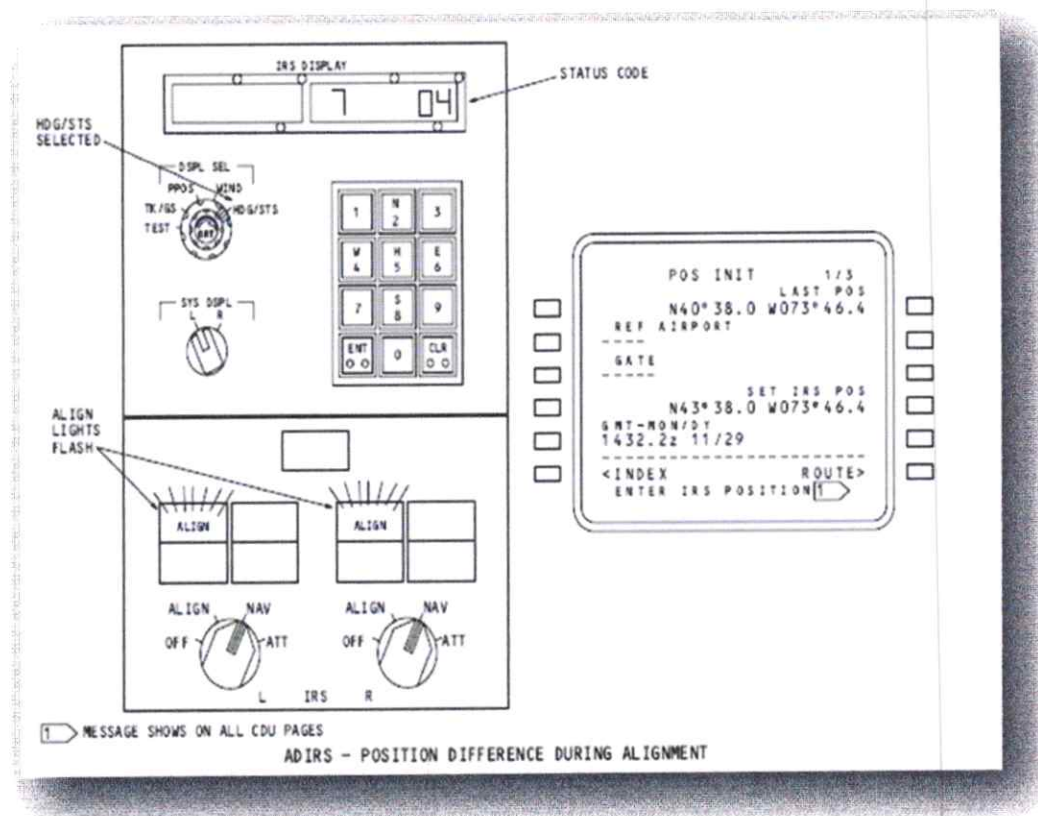


Figure II.24:(L'indication de code d'état 04 à l'ISDU).

**b)-Après l'alignement 1**

Si l'IRU trouve que la latitude calculée à la fin de période de l'alignement est différente que la latitude entrée, il en résulte :

- ALIGN allumé.
- Le message SET IRS POSITION indiquée au CDU.
- Le code est hors de vue sur l'ISDU.

Si on entre encore la même latitude, il en résulte :

- Une lumière sur ALIGN.
- Une lumière sur FAULT.
- Le message SET IRS POSITION est caché.
- Le code 02 est affiché à l'ISDU.

Un de ceux-ci causera une différence de latitude.

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

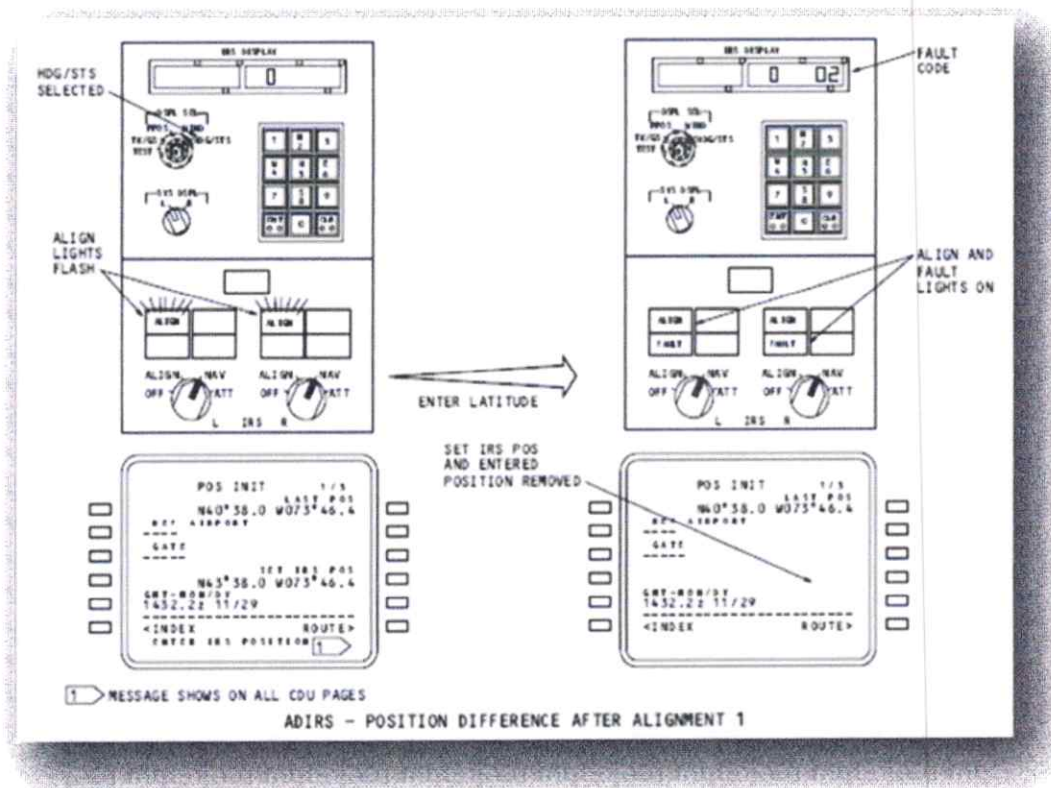


Figure II.25:(L'indication de code d'état 02 à l'ISDU).

c)-Après l'alignement 2

II.5.2 la correction de position

Pour entrer la correcte position on suit les étapes suivantes :

- Déplacer le sélecteur de mode sur mode ALIGN.
- Utiliser le clavier de l'ISDU pour entrer la correcte latitude et longitude.
- Le bouton FAULT s'éteint quand la correcte latitude est entrée.
- Déplacer le sélecteur de mode on position NAV.
- Le bouton ALIGN s'éteint et L'IRU entré au mode navigation.

**Note :** si l'IRU ne peut pas être au mode navigation alors en refaire un autre alignement. Nous utilisons le manuel d'isolation de la panne (FIM) 34 21 pour la procédure de troubleshooting.

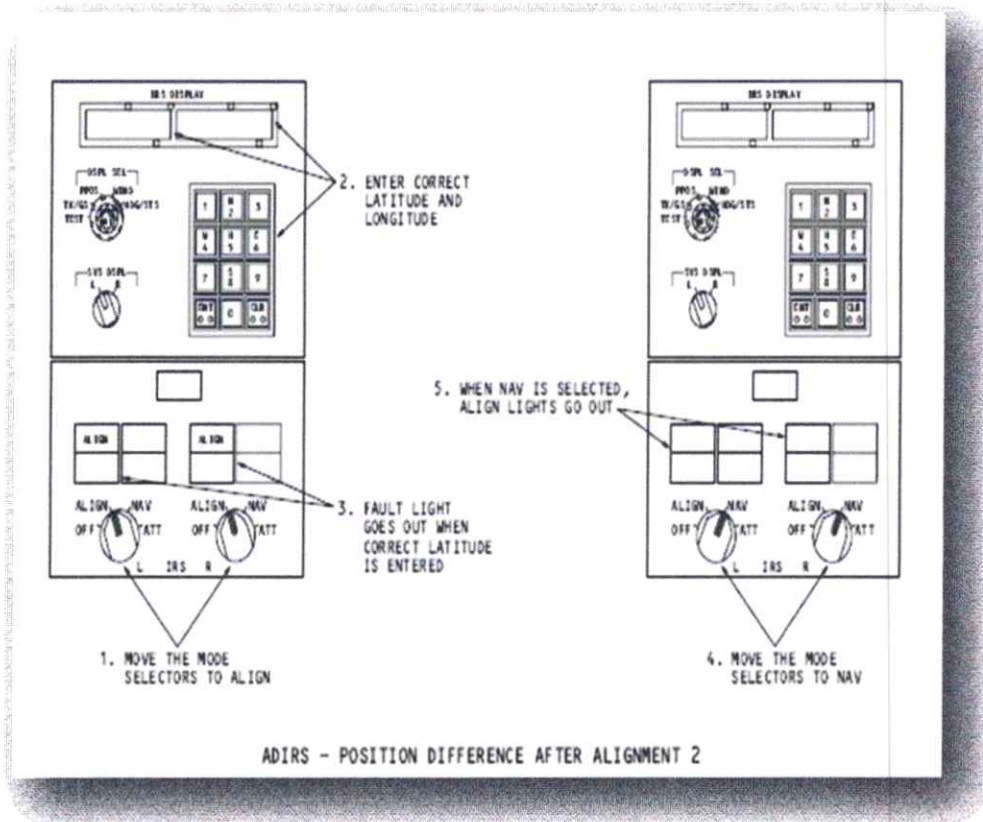


Figure II .26:(la correction de position).

### II.5.3 aucune position entrée

Si la période d’alignement terminée et la position na pas encore été entrée, il en résulte:

- Le bouton ALIGN allumé.
- Le code 08 indiqué à l’ISDU.
- Un message INTER IRS POSITION indiqué au CDU.

On utilise le CDU ou l’ISDU pour refaire une autre insertion de position.

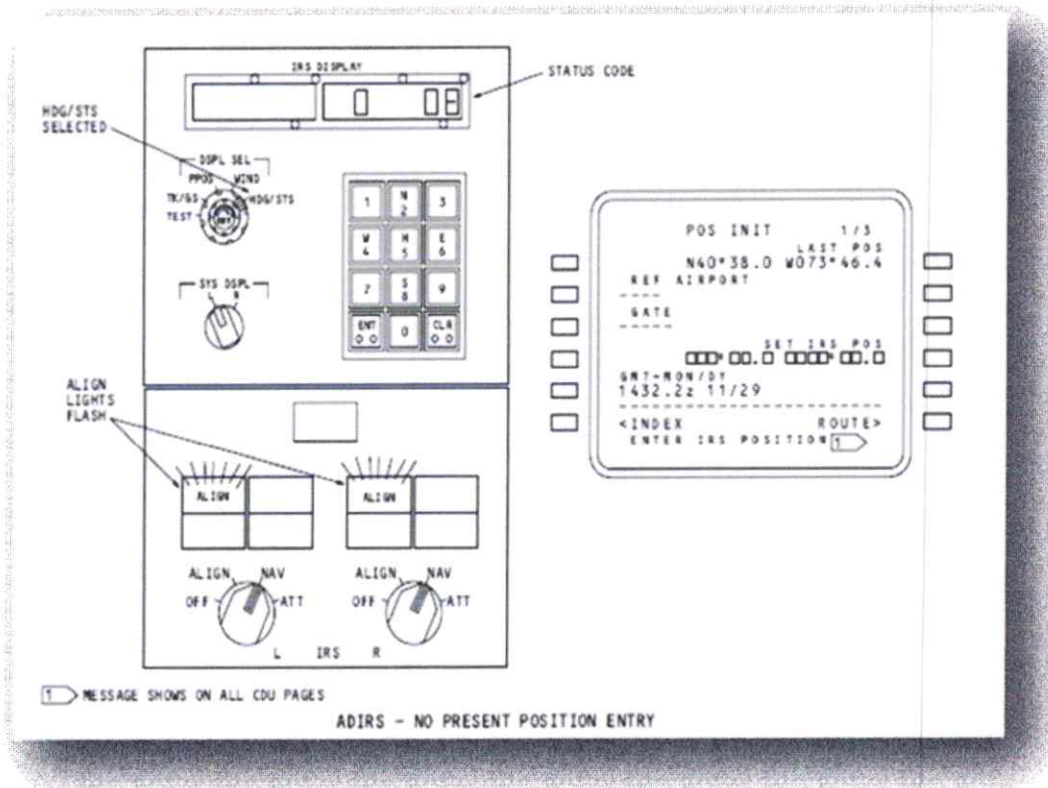


Figure .II.27:(L'indication de code d'état 08 à l'ISDU).

**II.5.4 Le mode attitude**

En utilise le mode d'attitude (ATT) quand on a besoin d'information de tangage et roulis, ou les fonctions de navigation d'IRU réduite. On peut sélectionner le mode attitude au sol ou on vol.

Pour avoir le mode attitude on déplace le sélecteur sur la position ATT. L'IRU prend un temps pour retenir le mode.

Quand le mode attitude est sélectionné, le bouton ALIGN s'allume pendant 30 secondes. Durant ce temps l'IRU calibré au 0 degré sur pitch et roll. Si l'avion est en l'air, le pilote garde l'avion stable jusqu'à ce que le bouton ALIGN s'éteint.



Figure II.28:(sélection de mode ATT).

### II.5.4.1 Entrer le Cap

L'ADIRU emploie le cap manuel dans le mode d'ATT. Le code 09 status apparaît sur l'ISDU jusqu'à ce que vous entriez le cap magnétique. Entrez le cap magnétique avec l'ISDU ou le CDU.

Sur l'ISDU, appuyer sur la touche H5 et les touches numériques. Le cap apparaît sur IRS

Appuyer sur la touche ENT pour faire entrer le cap dans l'ADIRU.

Sur le CDU, entrer la valeur de trois chiffres du cap dans le scratch pad. Employer la touche de sélection de ligne (LSK) 5R pour entrer le cap dans l'ADIRU. Le cap apparaît sur le CDU.

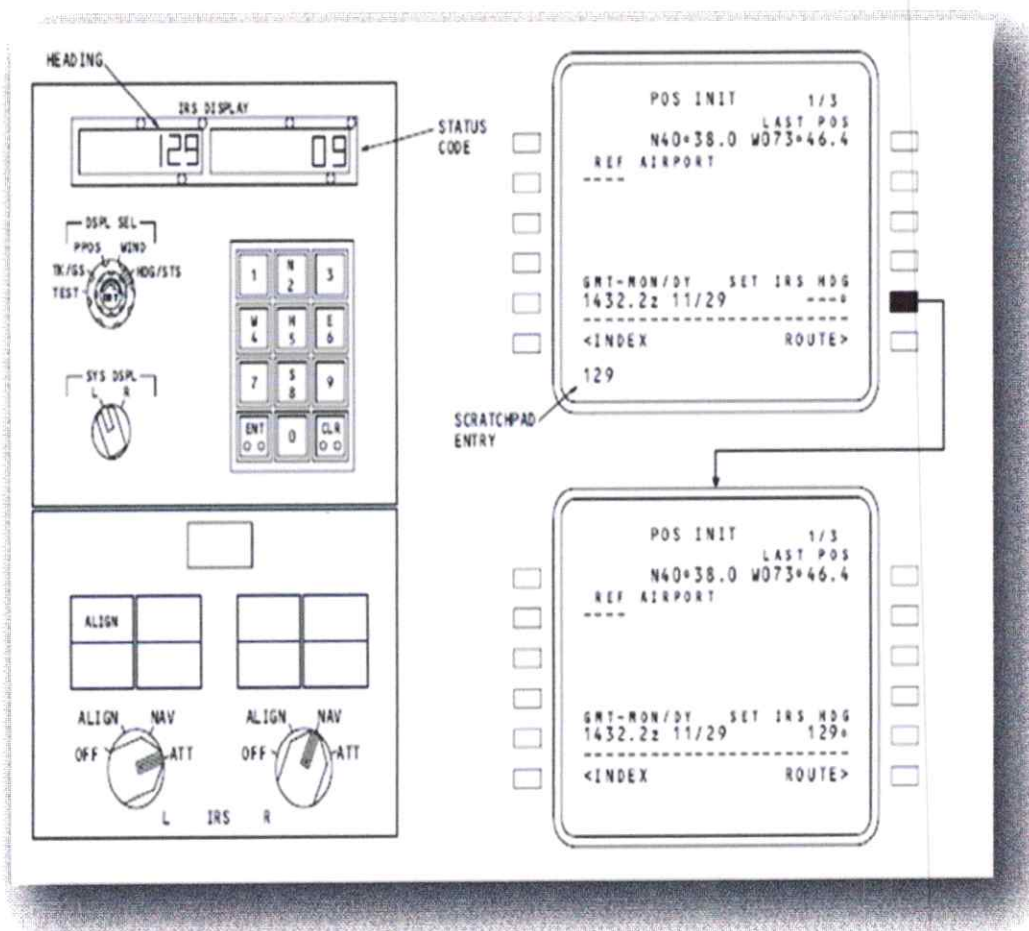


Figure II.29:(Entrer le Cap).

### II.7 Les entrées de la centrale inertielle IR

L'ISDU et FMC fournissent les données initiales de position actuelle et des données de cap magnétique à l'ADIRUs. Qui utilise les données de position actuelle pendant le mode d'alignement.

## II.8 Les sorties de la centrale inertielle IR

L'IR fournit des données inertielles de la référence à beaucoup de systèmes et de composants.

Ces données sortent sur des bus de données d'ARINC 429.

- **Position actuelle et route vraie** vers : DEU, IFSAU, ISDU.
- **Direction et vitesse du vent** vers : ISDU, DEU.
- **Cap vrai et vitesse au sol** vers : DEU, IFSAU, ISDU, DFCS, GPWS, FMCS, WXR A/T.
- **Angle de dérive et cap magnétique** vers : DEU, WXR A /T.
- **Angle de roulis et angle de lancement** vers : DEU, SMYD, WXR A/T, GPWS, FMCS, ordinateur A/T.
- **Vitesse verticale et attitude inertielles** vers: DEU, SMYD, GPWS, FMCS, DFCS, ordinateur A/T.
- **Taux de roulis et de lacet du corps et l'accélération de la partie latérale du Corps** vers : SMYD.
- **Angle de route magnétique et accélération verticale** vers : DFCS.
- **Latitude et longitude** vers : GPWS.
- **Taux d'attitude de lancement et de roulis** vers : TCAS.
- **Temps demeurant jusqu'à l'alignement complet** vers : ISDU.
- **Accélération longitudinale du corps et l'attitude de lancement** vers : AACU.

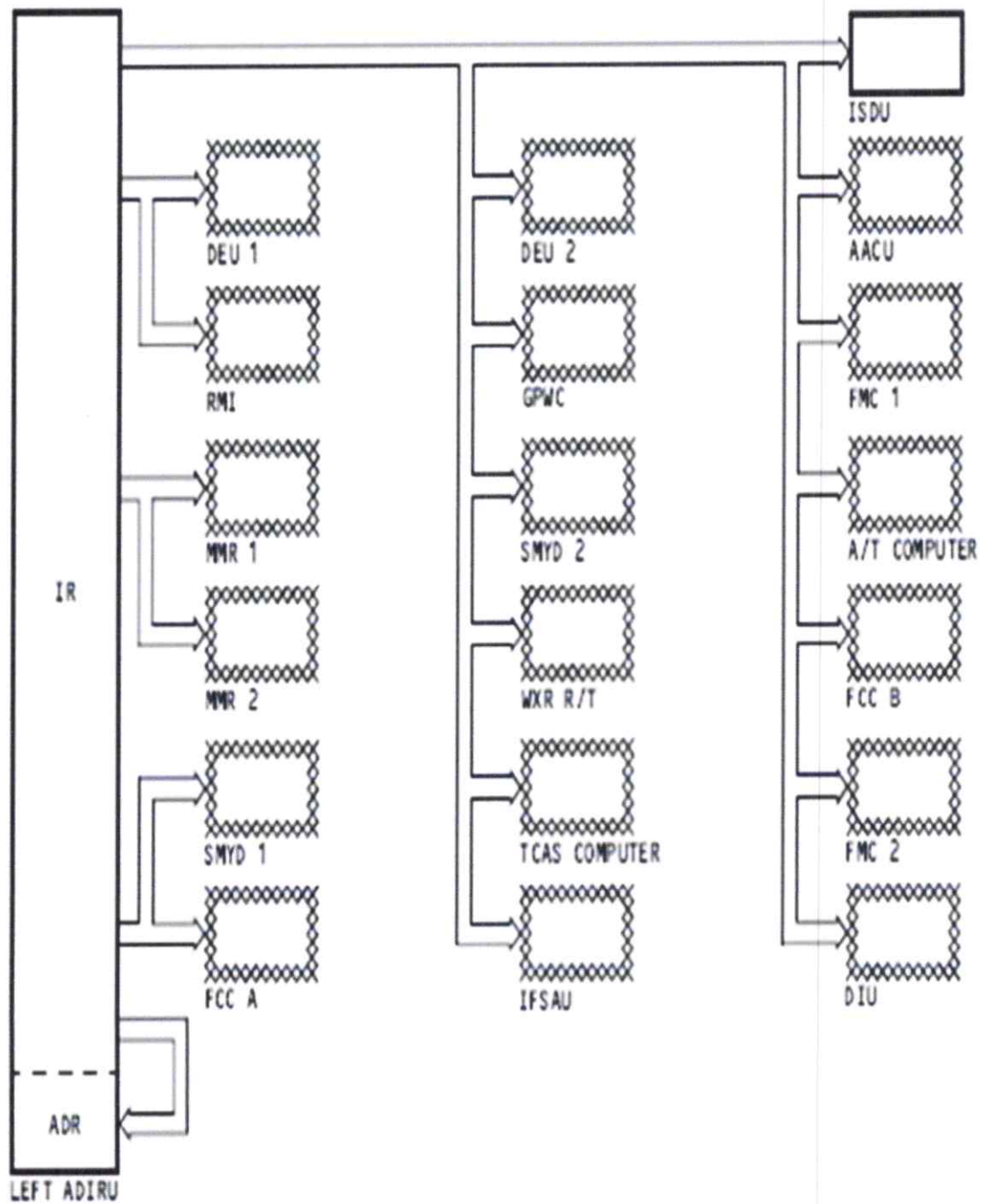


Figure II.30:(Les sorties d'IRS).



## **Conclusion**

L'étude du système de référence inertielle « IRS » nous permet de connaître son importance dans la navigation inertielle qui est de fournir au pilote la position et l'orientation de son avion.

Nous avons constatés que ce système de référence a été très développé dans tous les domaines : fiabilité, exploitation, précision ,efficacité.

# CHAPITRE III

## AIR DATA INERTIAL REFERENCE

### SYSTEM

### "PARTIE ADR"

## CHAPITRE III

### AIR DATA INERTIAL REFERENCE SYSTEM" PARTIE ADR"

#### III Partie II : la centrale aérodynamique « ADR »

##### Introduction

La centrale aérodynamique joue un rôle très important dans l'avion et son rôle est de fournir les différents paramètres de navigation grâce à des chaînes de mesure qui sont programmées pour cette raison. Ces chaînes reçoivent une information donnée par les différentes sondes situées sur le fuselage de l'avion et constituent le système aérodynamique, enfin l'affichage sur le cockpit qui permet au pilote d'accomplir sa mission en pleine sécurité.

##### III.1 Définition

Une centrale aérodynamique est un composant essentiel de l'avionique situé dans la soute électronique. ce module, peut déterminer les données corrigées :

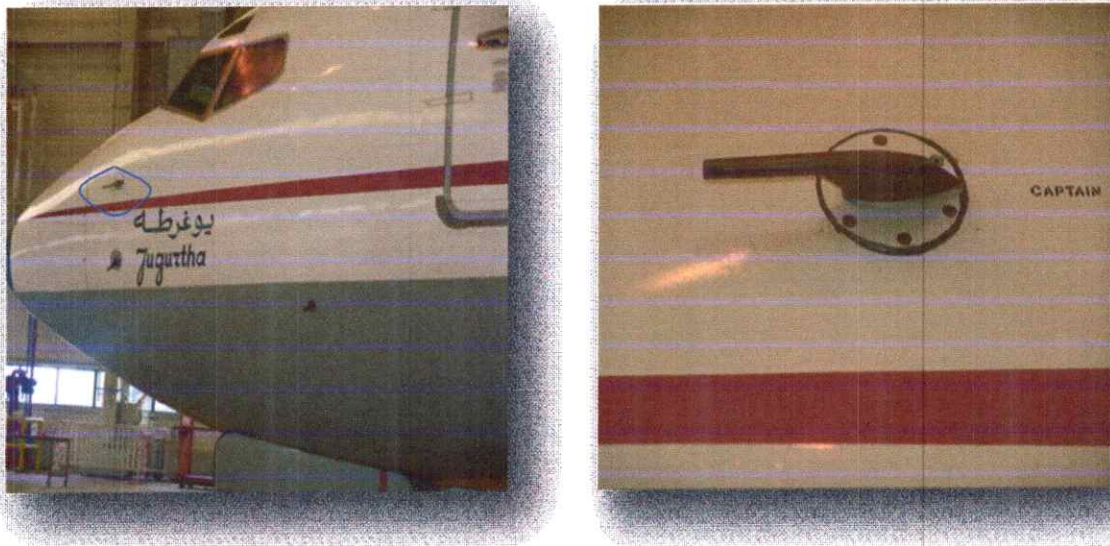
- la vitesse anémométrique IAS;
- nombre de mach ;
- vitesse verticale (VSI) ;
- l'altitude.
- Température totale et température statique (SAT).
- Vitesse vraie (TAS).
- Incidence, dérapage.

Les centrales aérodynamiques ont habituellement une entrée de température de l'air. Ceci permet le calcul de la température statique de l'air SAT et de la vitesse anémométrique vrai (TAS).

## III.2 L'interface de la centrale aérodynamique

### III.2.1 Prises de pression totale

- Tube Pitot



**Figure III.1:(Tube Pitot).**

Prises destinées à capter la pression totale ou pression d'arrêt par des sondes ou antennes placées sur la partie avant du fuselage (Pitot).

Le tube de Pitot est protégé de l'ingestion d'eau, la pénétration de corps étrangers et le givre (résistance thermique).

La pression totale mesure les lignes de courant de l'écoulement de l'air qui correspond à un point d'arrêt.

### III.2.2 Prise de pression statique



**Figure III.2:(Prise de pression statique).**

Orifices affleurant la surface de l'avion sur la partie avant du fuselage ou sur les antennes Pitot.

Elles sont systématiquement doublées de chaque côté du fuselage pour minimiser l'influence des dérapages. Sont doublés par des prises de secours.

La pression est mesurée perpendiculairement aux lignes de courant de l'écoulement.  $P$  de l'air mesurée lorsque  $V$  est nulle.

Ces prises sont sujettes aux erreurs causées par la position de la prise sur l'avion (erreur d'installation), à l'obstruction par la glace ou un corps étranger, à l'ingestion d'eau.

### III.2.3 Air data module (ADM)

- **Définition**

L'ADIRS à quatre modules de données aérodynamiques (ADMs), chaque ADM contient :

- \* La sonde Pitot (capitaine).
- \* Prise de pression statique (capitaine).
- \* La sonde Pitot (co-pilote).
- \* Prise de pression statique (co-pilote).

- **But d'ADM**

L'ADM mesure la pression atmosphérique et change la valeur mesurée en données d'ARINC 429, et transmet les données à l'ADIRU.

- **Propriétés physiques**

\* taille - 2.5 inch (6.35 cm)

\* largeur - 3 inch (7.62 cm)

\* longueur - 6 inch (15.24 cm).

\* Les bâtis d'ADM au fuselage avec les deux brides des côtés de l'unité.

\* L'ADM pèse moins de 2 livres. Il n'a pas besoin d'être refroidi.

\* L'ADM s'est interchangeable.

### III.2.4 La sonde d'incidence (AOA)

Les sondes (AOA) d'angle d'attaque sont des deux côtés du fuselage.



**Figure III.3:(La sonde d'incidence AOA).**

- **Propriétés Physiques**

Les propriétés physiques de la sonde d'AOA :

- longueur - 7.5 pouces (19 centimètres)
- diamètre - 3.2 pouces (8.1 centimètres)
- poids - 2.5 livres (1.1 kilogramme).

- **Séparateurs**

Il y a deux séparateurs dans chaque sonde d'AOA.

Les données des deux séparateurs de la sonde gauche d'AOA vont à l'ADIRU gauche et à la gestion du décrochage pour atténuer le mouvement de lacet. Les

données des deux séparateurs dans la sonde droite d'AOA vont vers à ADIRU droite et au SMYD 2.

#### • Prise Électrique

La sonde d'incidence AOA a deux connecteurs électriques. Un connecteur reçoit la puissance du réchauffeur et fournit les données du séparateur 1 au SMYD. L'autre connecteur fournit les données du séparateur 2 à l'ADIRU.

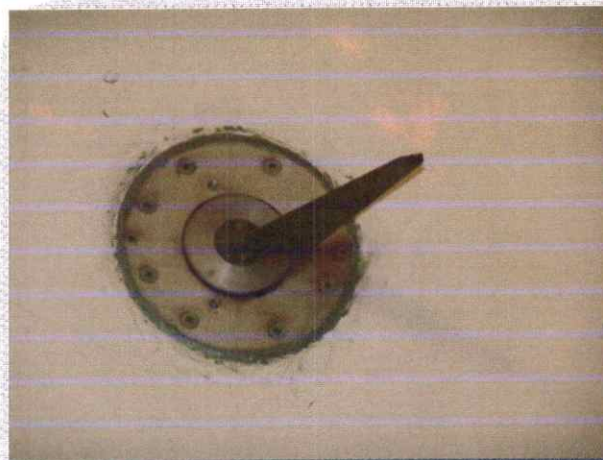


Figure III.4:(La prise Électrique de la sonde d'incidence AOA).

#### III.2.5 Sonde de température totale de l'air TAT

La sonde de la température totale de l'air (TAT) est du côté gauche du fuselage.

Elle mesure la température de l'air en dehors de l'avion. Une ouverture dans l'avant de la sonde laisse l'air passer à travers et autour les éléments de sensation et la sortie de sensation par des ports à l'arrière de la sonde.



Figure III.5:(La sonde de température totale de l'air TAT).

- **Sensation des éléments**

Il y a deux éléments de sensation (résistance) dans la sonde T.A.T, la valeur de la résistance change quand la température de l'air qui circule à travers l'élément change.

- **Air de purge**

La sonde de TAT obtient l'air purgé du conduit d'APU dans faisceau de quille.

L'air purge dans la sonde faite une pression négative à l'intérieur de la sonde. Cette pression tire l'air extérieur à travers les éléments de détection. Ceci permet une mesure claire de la température quand l'avion est au sol à une vitesse réduite.

- **Prise Électrique**

Le raccordement de réchauffage de la sonde de température (empêche le givre) entre ADIRS et TAT est un raccordement analogue.

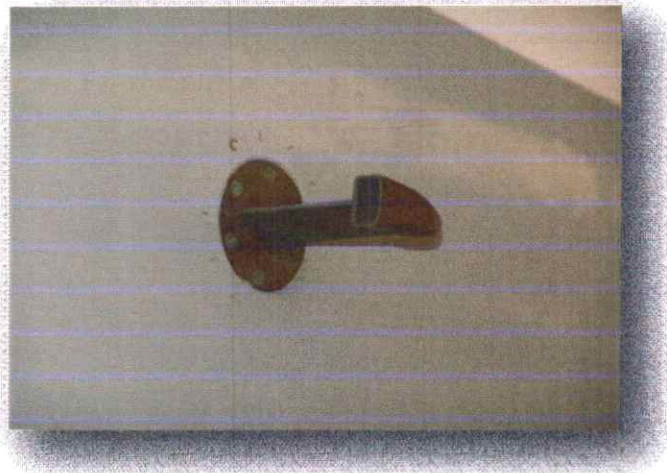


Figure III.6:( la sonde de température totale de l'air TAT).

### III.3 Les entrées et les sorties de système

#### III.3.1 Les entrées de système

Chaque ADIRU reçoit des entrées des composants suivantes :

- **La sonde d'AOA**: donne l'angle d'attaque à l'ADIRU, qui l'emploie pour modifier le Pitot et les valeurs statiques.
- **La sonde de TAT** : donne la température totale de l'air à l'ADIRUs, qui utilise la température totale de l'air pour calculer TAS et SAT.



- **L'ADM Pitot** : fournit à l'ADIRU l'information de la pression totale de l'air. Ceci est employé pour calculer la vitesse anémométrique et le nombre de mach.
- **L'ADM Statique** : fournit à l'ADIRU la pression statique de l'air. Ceci est employé pour calculer l'altitude et la vitesse anémométrique.
- **La fenêtre et le module Pitot de la chaleur** : envoie un signal discret à l'ADIRUs quand le système de la chaleur d'antigivre fonctionne.
- **DEU 1 et DEU 2** : donnent la correction barométrique à l'ADIRUs. La correction barométrique d'utilisation d'ADIRUs à pour calculer l'altitude barométrique correcte.

ADIRUs modifient les valeurs d'entrée de ces composants quand le système de la chaleur d'antigivre fonctionne:

- sonde d'AOA.
- sonde Pitot.
- sonde de TAT.

### III.3.2 Les sorties de système ADR

L'ADIRU gauche (droite) fournit des données aérodynamiques (ADR) à beaucoup de systèmes et de composants. Les données d'ADR sont sur des bus de données d'ARINC 429. Les données sur chaque bus sont identiques. Un bus de données va de la section d'ADR de l'ADIRU à la section d'IR. Ces composants et systèmes reçoivent des données d'ADR de l'ADIRU gauche (droite) :

- **Vitesse anémométrique calculée et vitesse anémométrique vraie** vers : ordinateur A/T-DEU-FCC-GPWS-SMYD1-R/T de WXR -FMCS.
- **Vitesse de fonctionnement maximum** vers : ordinateur A/T.
- **Pression totale et les données aérodynamiques discrètes** vers : DEU.
- **Pression statique et taux d'altitude** vers : ordinateur A/T -FCC -CPC.
- **Altitude barométrique corrigée et non corrigée** vers : ordinateur A/T-DEU- FCC- CPC- GPWS- R/T de WXR -FMCS.
- **Température totale et statique de l'air** vers ordinateur A/T -FMCS.
- **Mach** vers : ordinateur A/T- DEU- FCC- SMYD1- FMCS.
- **Mach maximum d'opération et angle d'attaque** vers : ordinateur A/T.
- **Pression d'impact** vers : SMYD1.

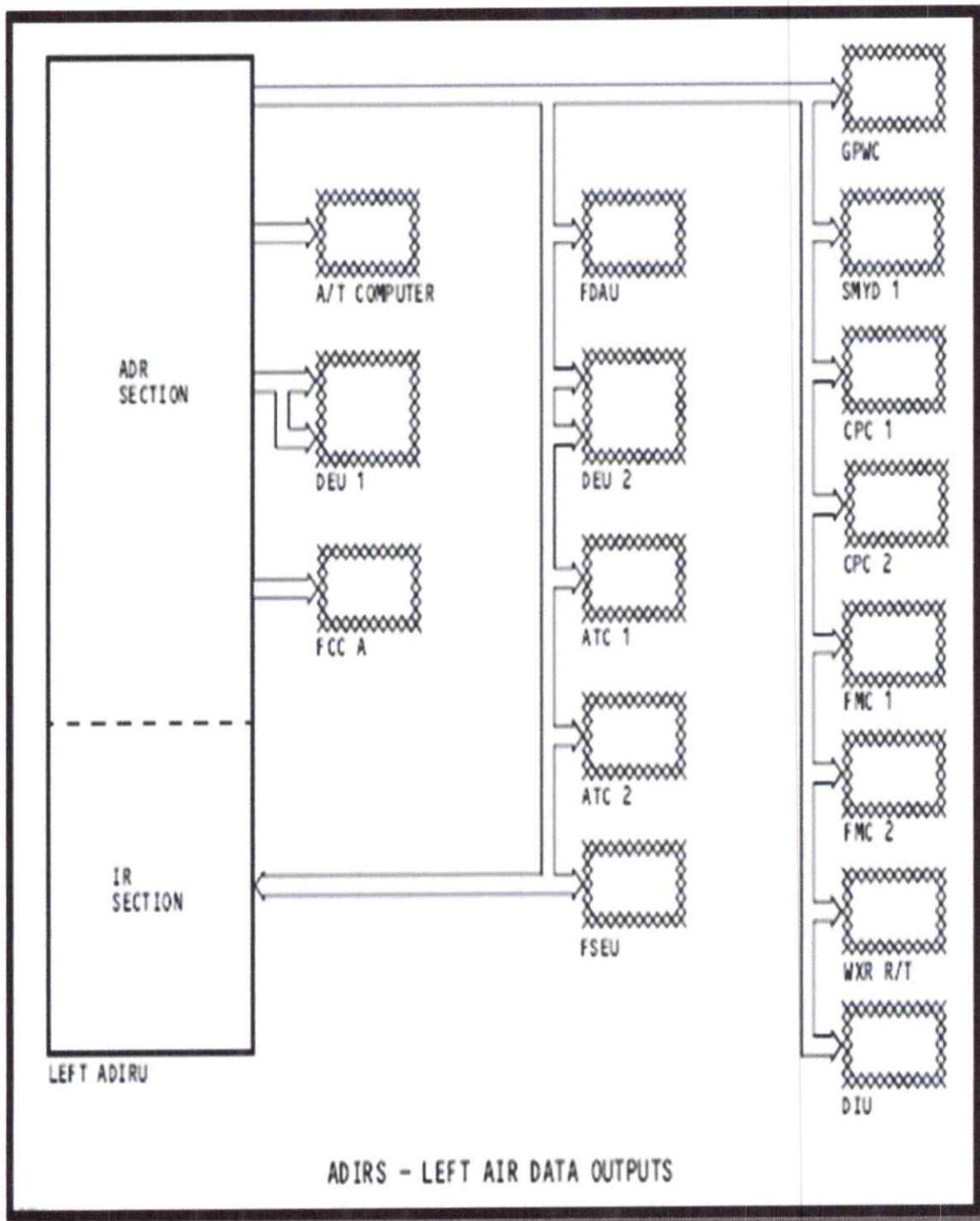


Figure III.7:(Schéma synoptique des sorties du système ADR).

### III.4 Affichage des données dans le cockpit

#### III.4.1 Les indications sur PFD et ND pendant l'alignement

Ce sont les indications sur les CDS quand l'ADIRU est en mode d'alignement:

- Le PFD ne donne aucune indication calculée des données (NCD) Pour l'attitude, le cap, et les données de route.
- Le PFD donne l'indication de NCD pour la vitesse verticale
- Le ND donne les indications de NCD pour les données de route et de cap.

Les données aérodynamiques de l'ADIRU ne sont pas affectées par le mode de fonctionnement de référence inertielle (IR). Le PFD affiche les informations des données aérodynamiques sur les bandes de vitesse et d'altitude.

#### III.4.2 Indication sur PFD et ND après alignement

Quand l'alignement d'ADIRU est complet et ce dernier est dans le mode NAV.

Les données de référence inertielle (IR) apparaissent sur l'écran de PFD et ND.

##### a) Le PFD affiche ces données :

- ombrage au sol/horizon et ciel.
- balance de lancement.
- indicateur de roulis.
- indicateur de glissade/dérapiage.
- indicateur de cap.
- ligne de route.
- vecteur de la trajectoire de vol.
- cap choisi.
- annonceur vrai /magnétique.
- balance de vitesse verticale.

##### b) Le ND affiche ces données

- cap.
- annonceur magnétique ou vrai.
- balance de route/cap.
- cap choisi.
- vitesse au sol.
- ligne de route.

**c) En vol, le ND affiche également ces données**

- vitesse anémométrique vraie
- vitesse du vent
- direction du vent.

**III.4.3 les priorités de la source d'affichage**

Les données de route et la vitesse-sol viennent du FMC et de l'ADIRS. Les données qui apparaissent sur le CDS qui sont normalement la route et la vitesse au sol du FMC. Si le FMC échoue le CDS affiche la route et la vitesse au sol d'ADIRS.

**a) Vitesse anémométrique vraie et vitesse et direction du vent**

La vitesse anémométrique vraie n'apparaît pas sur le ND jusqu'à ce que le TAS soit plus de 100 nœuds.

L'indication normale de NCD est trois tirets quand le TAS est égale à 100 nœuds ou moins.

La vitesse du vent et la direction n'apparaissent que quand le TAS soit plus de 100 nœuds. Quand le TAS est 100 nœuds ou moins, la vitesse et la direction ne sont pas affichées.

**b) Vecteur de la trajectoire de Vol**

Le vecteur de la trajectoire de vol (FPV) apparaît sur le PFD quand le pilote fait un choix sur le panneau de commande d'EFIS. Le symbole du vecteur de la trajectoire de vol apparaît le mouvement de l'avion par rapport à l'horizon et le cap.

FPV se déplace perpendiculairement à l'horizon pour montrer l'angle de la trajectoire de vol et se déplace parallèlement à l'horizon pour montrer l'angle de dérive. Au sol, le vecteur de la trajectoire de vol (FPV) est centré sur la ligne d'horizon.

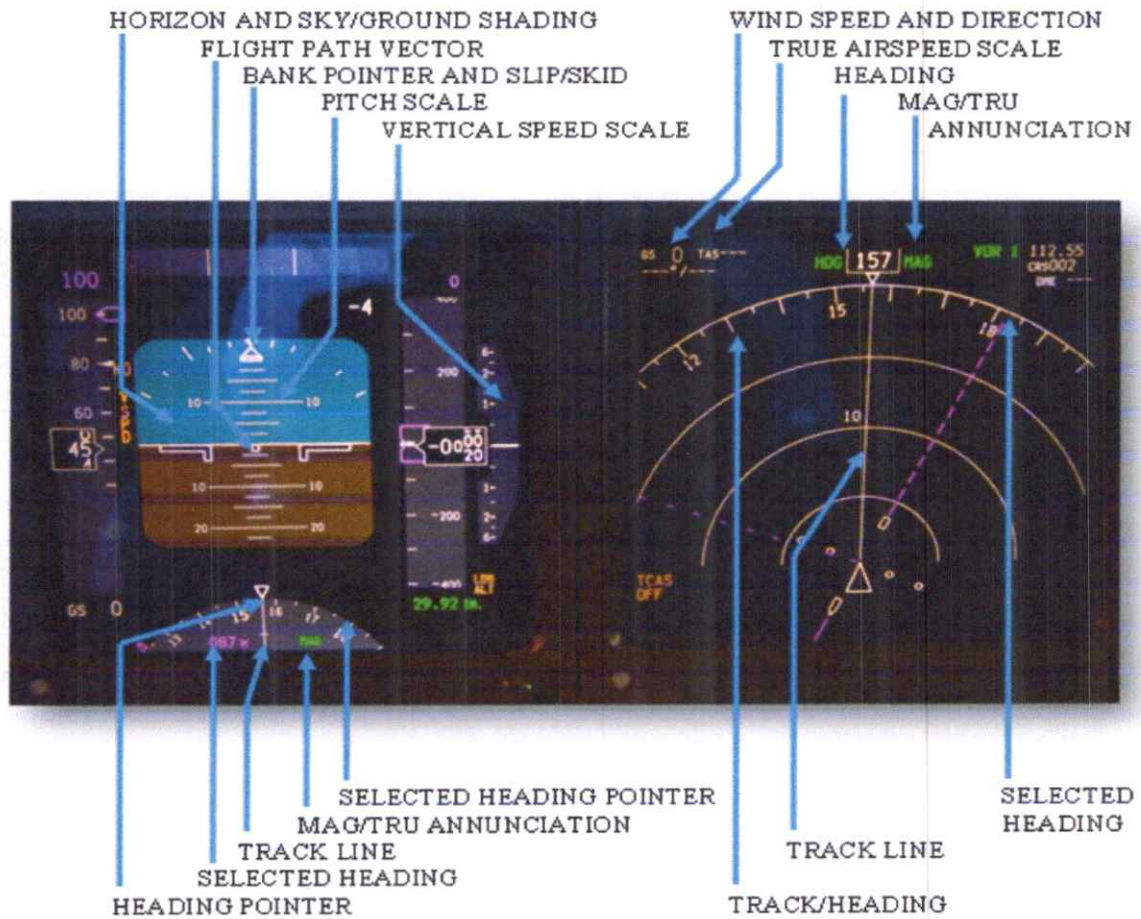


Figure III.8:(Les sources D'Affichage).

#### III.4.4 Les données invalides de l'ADIRS sur le PFD et ND

Les drapeaux d'échec apparaissent sur le PFD et ND quand les données de la référence inertielle (IR) ou les données aérodynamiques (ADR) sont invalides.

Le PFD affiche ces drapeaux pour les données invalides d'ADIRS :

- ATT pour des données invalides d'attitude.
- ALT pour les données invalides d'altitude barométrique.
- FPV pour les données invalides de vecteur de la trajectoire de vol.
- HDG pour les données invalides de cap.
- SPD pour les données invalides de vitesse anémométrique.
- VERT pour les données invalides de vitesse verticale.

Le ND affiche le drapeau de HDG pour les données invalides de cap.

##### a) Drapeau D'Attitude

Quand les données d'attitude de l'ADIRU sont invalides, le PFD affiche le drapeau d'ATT. Le PFD n'affiche pas ces valeurs :

- ligne d'horizon.
- ombrage au sol/ciel.

- indicateur de banque.
- indicateur de glissement/dérapiage.
- balance de lancement.

**b) Drapeau D'Altitude**

Le drapeau d'ALT apparaît sur le PFD quand les données d'altitude sont invalides. Le PFD n'affiche pas la bande d'altitude.

**c) Drapeau de vecteur de la trajectoire de Vol**

Le drapeau de FPV apparaîtra sur le PFD quand les données d'altitude sont invalides. Le PFD n'affiche pas le vecteur de la trajectoire de vol.

**d) Drapeau de cap**

Le drapeau de HDG apparaît sur le PFD et le ND quand les données de cap de l'ADIRU sont invalides. Les données de cap et de route ne sont pas affichées.

**e) Drapeau de vitesse anémométrique**

Le drapeau de SPD apparaît sur le PFD quand les données de vitesse anémométrique d'ADIRS sont invalides. L'échelle de vitesse n'apparaît pas sur le PFD.

**f) Drapeau de la vitesse verticale**

Le drapeau VERT apparaît sur le PFD quand les données de la vitesse verticale d'ADIRS sont invalides, la bande de vitesse verticale et l'indicateur n'apparaissent pas sur le PFD.

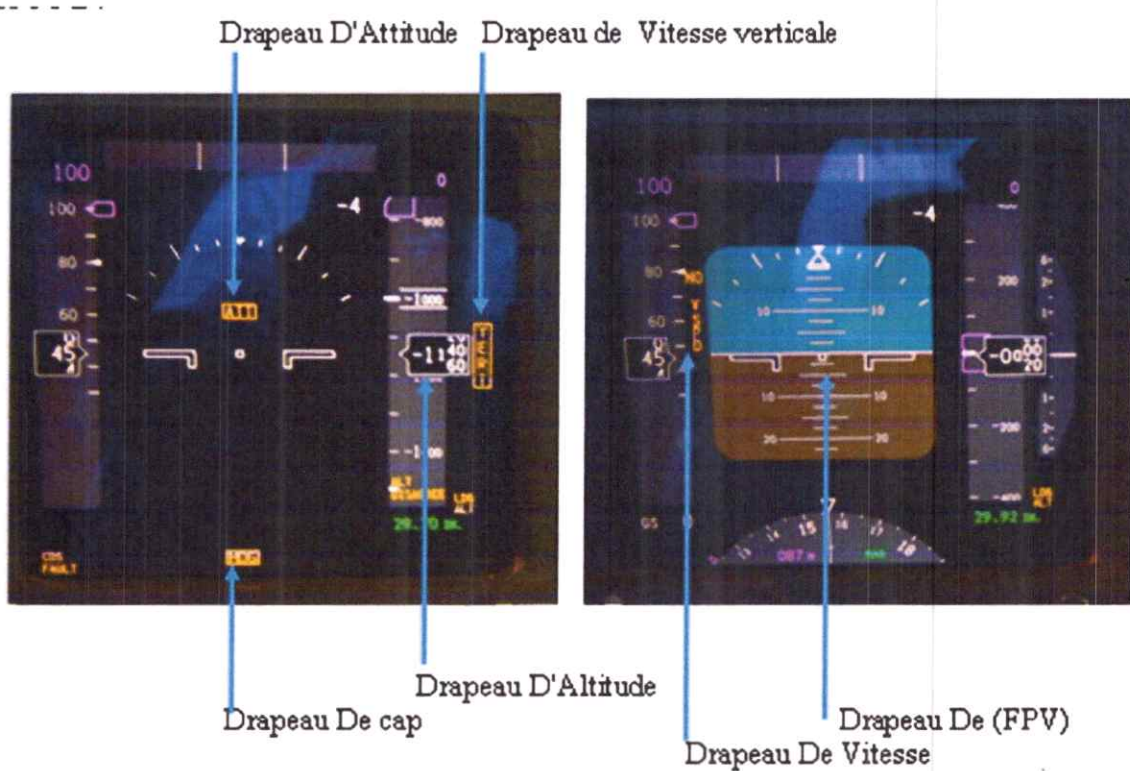


Figure III.9:( Les données invalides de l'ADIRS sur le PFD et ND).

### III.5 Indication de la correction barométrique

La correction barométrique ajuste la valeur d'altitude barométrique qui apparaît sur l'altimètre. Ceci s'ajuste aux changements de la pression barométrique.

#### III.5.1 Les commandes de la correction barométrique

Les commandes de la correction barométrique sont sur les panneaux de commande d'EFIS. Les commandes choisissent et règlent la référence de correction, les valeurs, et les affichages.

Les commandes barométriques sont :

- Sélecteur de référence barométrique : choisi les pouces de mercure (IN) ou d'hectopascals (HPA) comme la référence barométrique.
- Sélecteur de correction barométrique : règle la valeur de la correction barométrique.
- Le commutateur (STD) barométrique standard – pousse le commutateur pour régler la norme barométrique à 29.92 en hectogramme 1013 HPA.

#### III 5.2 Affichage de la correction barométrique

La correction barométrique apparaît sur le PFD au-dessous de la bande d'altitude. La correction barométrique apparaît en hectogramme ou hPa. Le sélecteur de référence barométrique de panneau de commande d'EFIS détermine le format qui apparaît.

Pousser le commutateur de STD pour faire apparaître la correction barométrique standard. Quand l'altitude barométrique de l'avion est /ou au-dessous de l'altitude de transition de FMC plus 300 pieds, un STD en forme de boîte jaune remplace la valeur de correction barométrique standard.

Quand vous avez placé une nouvelle valeur de correction et STD barométrique est en activité, la nouvelle valeur apparaîtra au-dessous de la valeur du STD.

Pousser le commutateur du STD pour enlever la valeur du STD et pour que la nouvelle valeur soit active.

### III.6 Indication de la TAT

La température totale de l'air (TAT) de l'ADIRU apparaît au dessus de l'affichage du moteur. La valeur de TAT qui apparaît est du l'ADIRU gauche. Quand la TAT de l'ADIRU gauche est invalide, la TAT d'ADIRU droite est affiché .les données de la TAT disparaissent quand les données des deux ADIRUs sont invalides.

La température totale de l'air



Figure III.10:(L'indication de la température totale de l'air).

### Conclusion

D'après l'étude du système des données aérodynamiques « ADR » on constate que tous les indicateurs à membrane (anémomètres, altimètre etc....) ont été soulagés d'un grand poids, ainsi que la prévention des fuites et des erreurs. Ils sont dotés d'une transmission électrique (numérique) d'une grande précision.



# CHAPITRE IV

## MAINTENANCE ET TEST

### FONCTIONNEL

## CHAPITRE IV

### LA MAINTENANCE DE SYSTEME ADIRS

#### IV.1. Généralités sur la maintenance

##### IV.1.1 Introduction

Il est admis de nos jours par tout dans le monde que les problèmes de production dans les entreprises sont en relation directe avec la maintenance.

La préoccupation principale de toute entreprise doit donc viser à réduire les coûts de production en minimisant les périodes d'immobilisation des installations.

##### IV.1.2 Définition

La maintenance est définie comme étant l'ensemble des interventions permettant de maintenir ou établir un matériel a son potentiel de performance et de disponibilité à un niveau fixe par l'autorité responsable (l'état).

Maintenir :

C'est effectuer des opérations de dépannage, graissage, et opération qui permettent de conserver le potentiel de matériel pour assurer la continuité et la qualité de protection.

Les objectifs de maintenance :

- ➔ Assurer la sécurité au niveau le plus haut (navigabilité).
- ➔ Assurer la disponibilité (diminuer le temps d'arrêt).
- ➔ Assurer le coût minimum (économique).

##### IV.1.3 Les différentes formes de maintenance

On distingue deux formes :

###### 1-la maintenance préventive

Elle a pour objectif de :

- ➔ Diminuer la probabilité de défaillance des équipements en service.
- ➔ Diminuer le temps d'arrêt en cas de panne.
- ➔ Augmentation de la durée de vie des équipements.
- ➔ Améliorer la sécurité.
- ➔ Faciliter la gestion des stocks.

Cette maintenance se trouve en deux formes.

### **A-la maintenance préventive systématique**

Elle est effectuée selon un échéancier établi suivant le temps ou le nombre d'unités d'usage.

#### **Exemple :**

La distance parcourue, le nombre d'heures ou le nombre de cycles effectués.

#### **Cas d'application**

- Equipements dont la panne risque de provoquer des accidents graves.
- Equipements ayant un coût de défaillance élevé.

Elle implique :

- Des inspections périodiques.
- Des interventions planifiées (réparations, échanges standard).
- Des révisions limitées ou partielles.
- Des révisions générales.

### **B-Maintenance conditionnelle**

C'est la maintenance préventive subordonnée à un type d'événement prédéterminé (information d'un capteur, mesure d'une usure, etc....)

Cette forme de maintenance permet d'assurer le suivi continu du matériel en service dans le but de prévenir les défaillances avant leur apparition.

### **2- la maintenance curative :**

C'est une opération de maintenance effectuée après détection de défaillance.

Les conséquences directes de cette notion sont :

#### **A/ Le dépannage**

Action sur un équipement en panne en vue de la remettre provisoirement en état de fonctionnement avant réparation.

#### **B/ La réparation**

Intervention définitive et limitée de maintenance corrective après panne ou défaillance.

**Note :**

La maintenance corrective se divise en deux formes :

- 1- Maintenance curative dont l'action est la réparation.
- 2- Maintenance curative dont l'action est le dépannage.

**IV.1.4 Avantages de la maintenance corrective**

- Simplicité du travail.
- Utilisation maximale du matériel à cause de la prévention de la panne.

**IV.1.4 Inconvénients de la maintenance corrective**

- Organisation très difficile de l'intervention due à l'impossibilité de prévision.
- Arrêt imprévu de la machine donc perturbation de la production.
- Cout de perte de production important.

## IV.2 Maintenance de système « ADIRS » :

### IV.2.1 Introduction :

L'ADIRS comme tout autre équipements est soumis à des tests périodiques. Chaque pré vol le technicien effectue un grand test.

Pendant un vol le pilote peut signaler une anomalie concernant l'ADIRS. Mentionné sur C.R.M (compte rendu machine).

### IV.2.2 Description des codes maintenance d'ADIRS

#### IV.2.2.1 sur l'écran de l'ISDU

Les codes de maintenance de l'IRS indiqués sur l'écran de ISDU. les codes donnent des conditions, des instructions, et des signaux sur les composantes d'IRU.

Pour avoir les codes qui viennent de l'IRU appuyez la clef CLC et mettre le sélecteur SYS DSPL en position L.



**Figure IV.1:(Description des codes maintenance d'ADIRS sur l'écran de l'ISDU).**

#### NOTE :

Les codes 26 et 36 de maintenance ne sont pas utilisés.

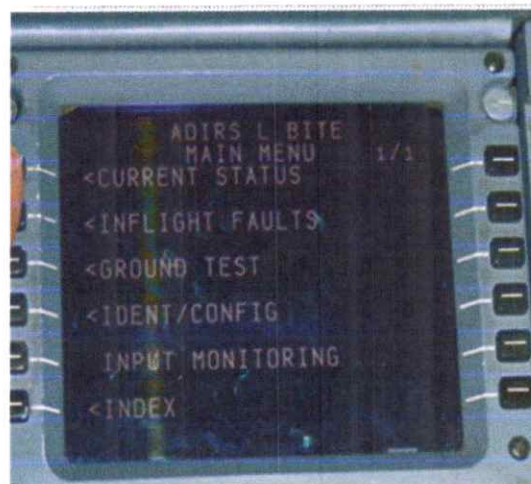
**IV.2.3. Utilisation du CDU pour l'affichage du :**



**Figure IV.2:(Les étapes pour faire un test de maintenance).**

**IV.2.3.1 CURRENT STATUS**

Pour montrer l'état du courant, choisir current status sur la ligne (LSK) 1L à partir du BITE MAIN MENU PRINCIPAL d'ADIRS L. ceci montre la page : current status.



**Figure IV.3:(La page de sélection –CURRENT STATUS–).**

Elle montre les défauts actifs détectés par l'ADIRUs. S'il n'y a aucun défaut actif détecté par l'ADIRU. La page: message NO.

Expositions current faults:

Page: current faults.

Trois défauts sont affichés sur une page. Le nombre de pages des défauts des currents apparait sur la droite supérieure. Pour montrer la prochaine page des défauts currents, choisissez la clef de NEXT PAGE. Sur le clavier numérique de FMC CDU.

Les défauts apparaissent dans l'ordre que l'ADIRU les détecte. Si l'ADIRU détecte nouveau défaut pendant l'apparition des défauts détectés précédemment, le nouveau défaut apparait après le dernier défaut détecté.

Ces informations apparaissent pour un défaut :

- Nombre de message d'entretien.
- Description de défaut.

Le nombre de message d'entretien est un nombre assigne au défaut. Vous pouvez employer l'indexe de nombre de message d'entretien dans le manuel d'analyse de panne (FIM) pour trouver la procédure d'analyse de panne correcte réparer le défaut.

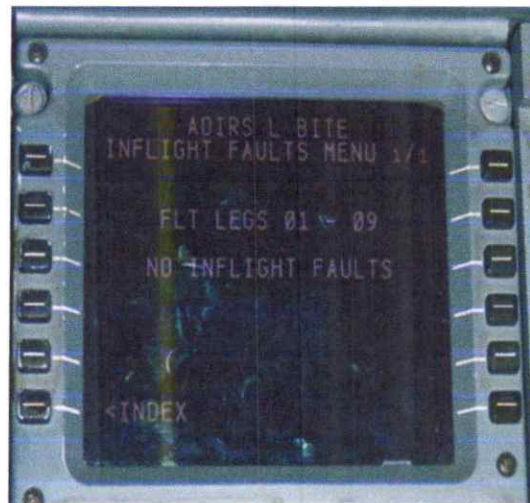
#### IV.2.3.2 INFLIGHT FAULT

Pour les défauts en vol, choisir: INFLIGHT FAULT sur la ligne (LSK) 2L à partir du BITE MAIN MENU d'ADIRS. Ceci montre la page : INFLIGHT FAULT MENU.



**Figure IV .4:(La page de sélection –INFLIGHT FAULT–).**

L'ADIRU stocke des défauts jusqu'à 9<sup>ème</sup> étape de vol. L'ADIRU peut stocker jusqu'à 26 défauts pour chaque étape de vol.



**FigureIV.5:(L'affichage des 9 étapes de vol sur le FMS CDU).**

Une nouvelle étape de vol démarre, quand l'avion décolle. La 1<sup>ère</sup> étape de vol finit quand l'avion atterrit. Si un défaut se produit au sol, l'ADIRU stocke le défaut comme défaut courant. Si le défaut existe quand une nouvelle étape de vol démarre, l'ADIRU stocke le défaut dans la nouvelle étape de vol.

Page : INFLIGHT FAULT MENU

La page INFLIGHT FAULT MENU montre une liste des étapes de vol. Qui ont des défauts dans la mémoire d'ADIRU. Le nombre des défauts en vol pour les expositions de l'étape de vol au-dessous numéro de l'étape de vol.

Pour montrer les défauts pour une étape de vol, choisir le LSK à côté de l'étape de vol. Ceci montre les trois premiers défauts dans cette étape de vol. L'étape 01 est l'étape de vol la plus courante.

Page : LAG XX FAULT

Jusqu'à trois défauts peuvent apparait sur une page. Si la l'étape de défaut a plus de trois défauts, les défauts additionnels montrent aux pages additionnelles pour l'étape de vol. Le nombre de pages apparaît sur le dessus du page.

Cette information apparait pour un seul défaut :

- \* Nombre de message d'entretien
- \* Description de défaut.

Le nombre de message d'entretien est un nombre assigné à ce défaut. Vous pouvez employer l'index de nombre de message d'entretien du manuel d'analyse de panne (FIM) pour trouver la procédure d'analyse de panne correcte pour réparer le défaut.



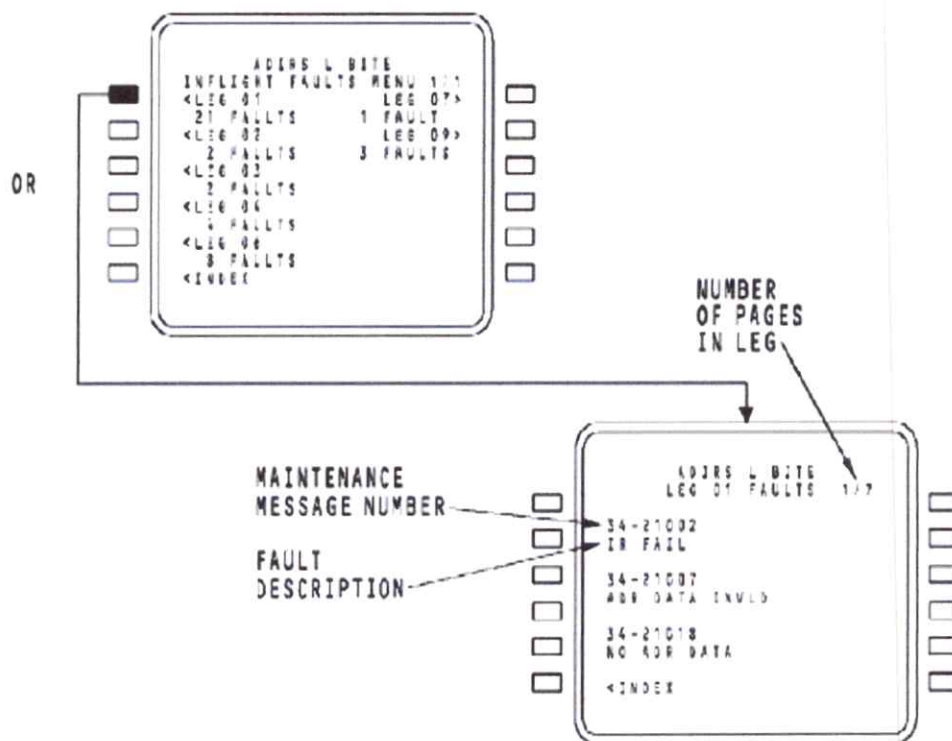


Figure IV.6:( La description de défaut sur le FMS CDU).

### IV.2.3.3GROUND TEST MENU « test au sol »

Pour opérer un test au sol, choisissez la clef (LSK) 3L, GROUND TEST à partir de BITE MAIN MENU d'ADIRS. Ceci montre la page : GROUND TEST.

#### Page : GROUND TEST

La page de GROUND TEST vous montre une liste des tests au sol. Que vous pouvez opérer.

Les tests au sol sont:

- \* test au sol d'IR
- \* test au sol d'ADR.

Pour opérer le test au sol d'IR, choisir LSK 2L.

Pour opérer le test au sol d'ADR, choisir LSK 3L.

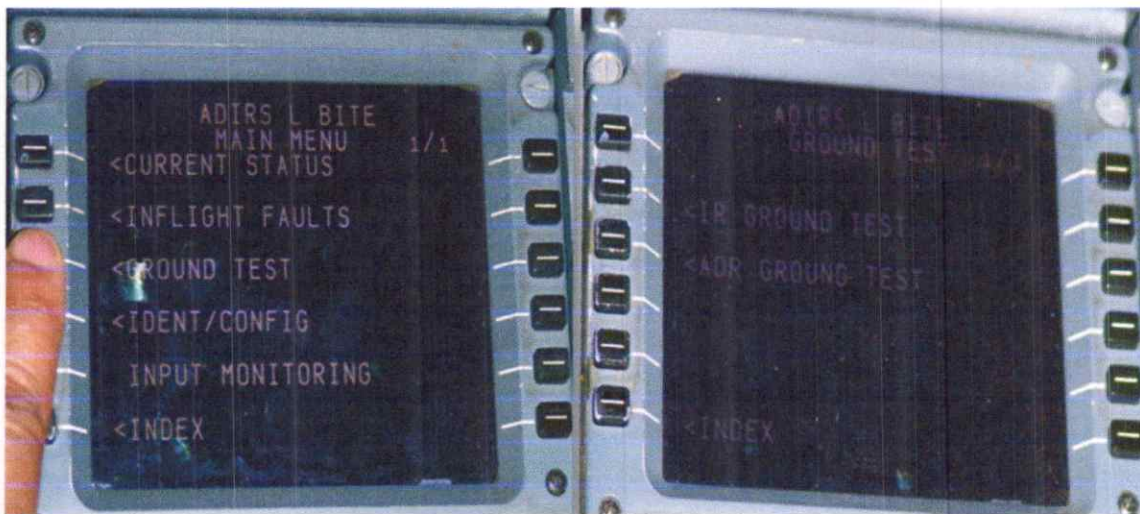


Figure IV.7:(Les pages de sélection –test sol–).

a) Le test au sol d'IR

➤ Résultat 01

Pousser LSK 5L pour commencer le test au d'IR. Les valeurs de test apparaissent dans le compartiment de vol.

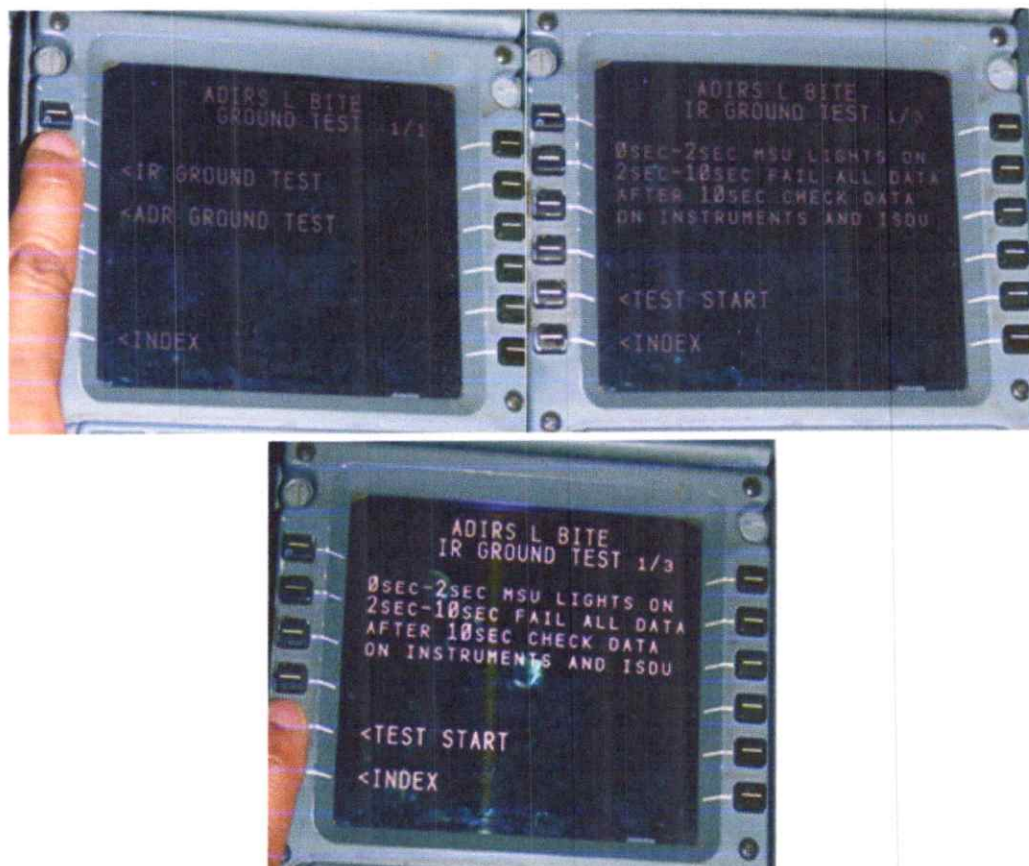
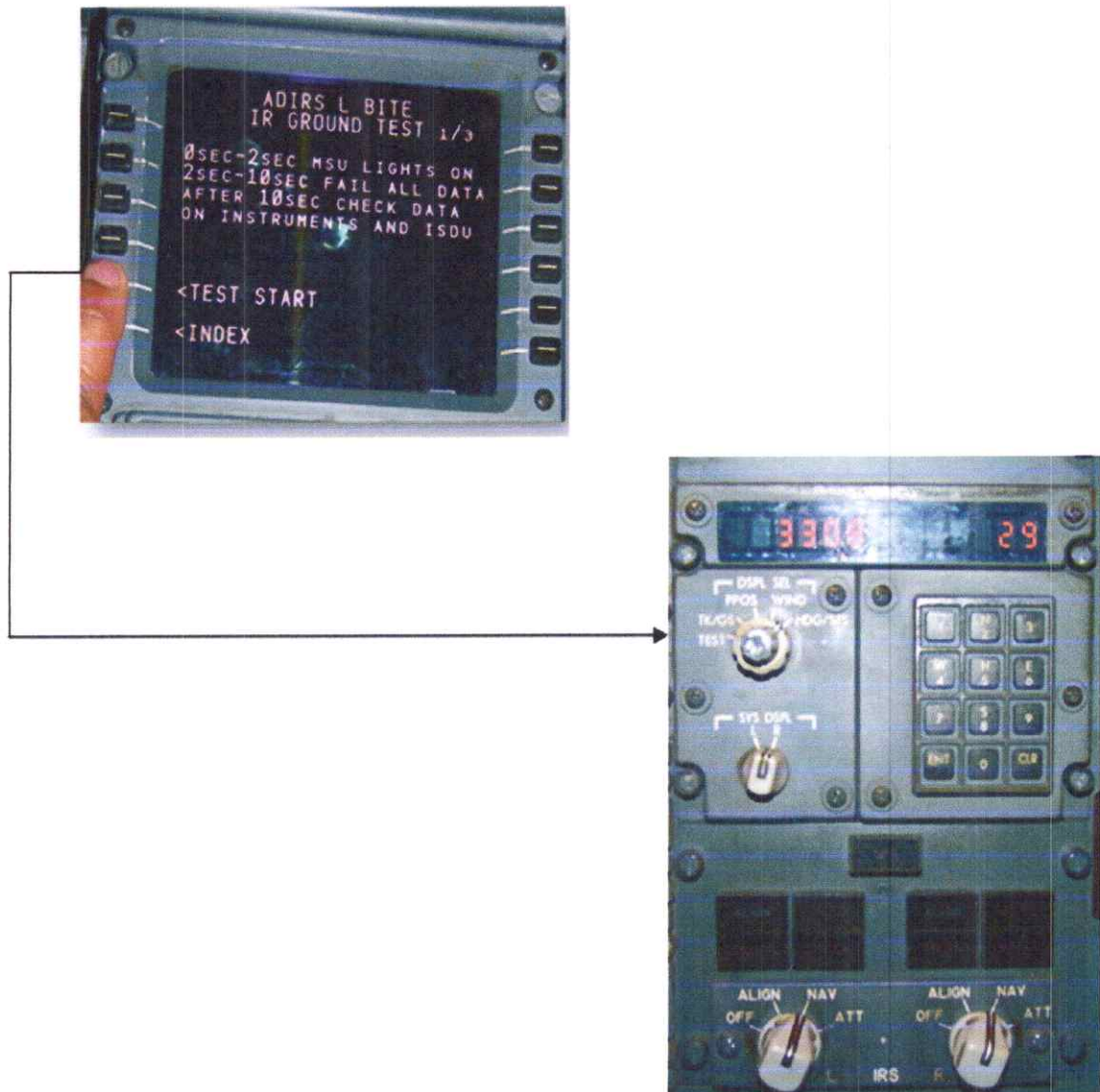


Figure IV.8:(Les pages de sélection–test sol d'IR–).

**0-2 secondes**

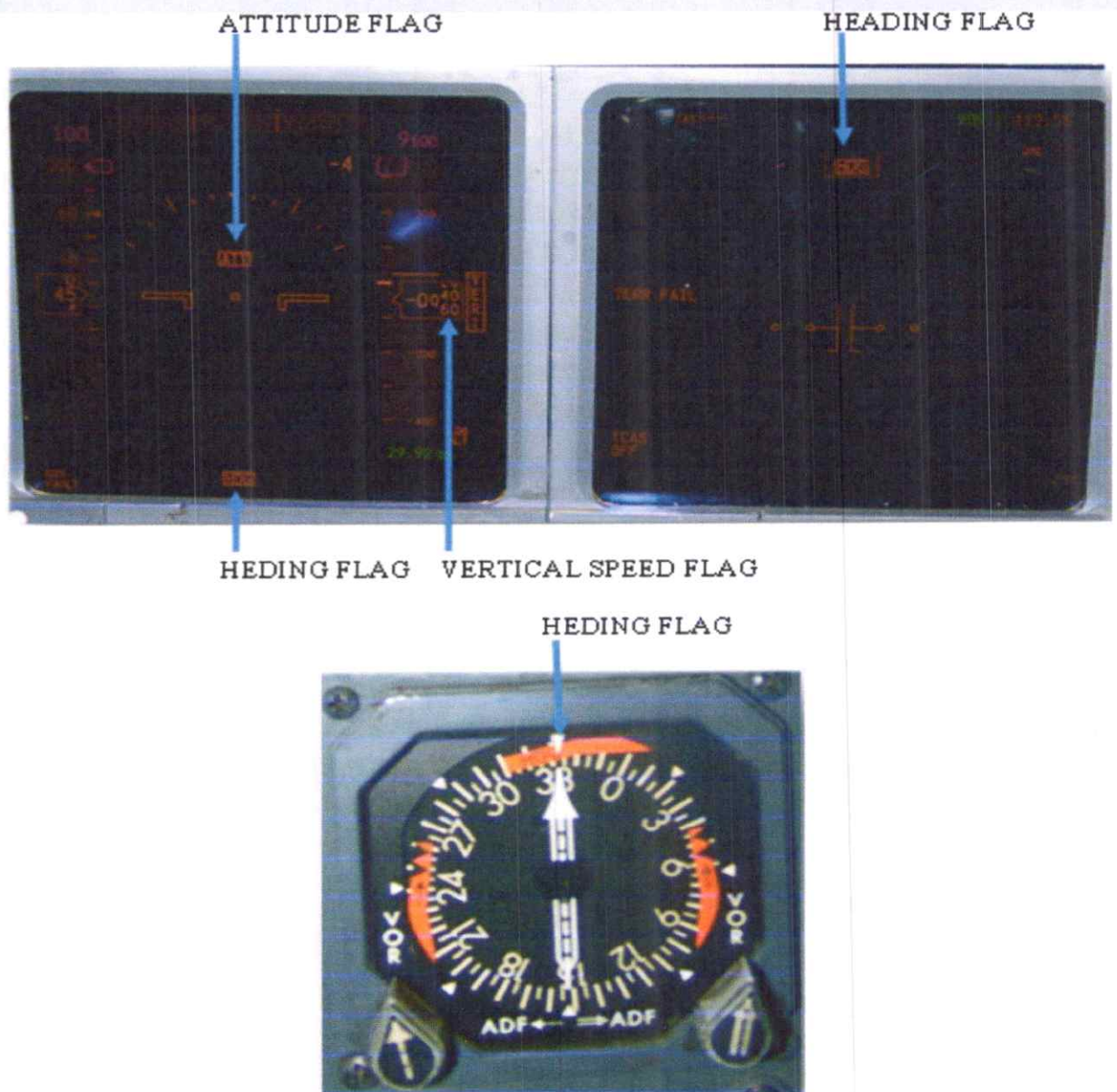
Quand le test commence, toutes les lumières sur le MSU et l'ISDU s'allument pendant 2 secondes.



**Figure IV.9:(L'allumage des lumières de MSU et ISDU au début de test).**

**2-10 secondes**

Entre 2 et 10 secondes, toutes les données d'IR échouent. Les composants et les affichages qui emploient des données d'IR montrent les drapeaux et les conditions d'échec.



**Figure IV.10:(Les drapeaux et les conditions d'échec pendant le test d'IR).**

➤ **Résultat 02:**

10 secondes pour la fin de test.

Dix secondes après le début de test au sol d'IR, l'ADIRU envoie les valeurs du test sur ses bus de données. Les valeurs de test apparaissent aux pages 2 et 3 de test au sol d'IR (ground test d'IR).

Voir les affichages de compartiment de vol pour vérifier les valeurs de test.

Le taux max de lacet coté droite ne peut pas être vérifié. Il n'apparaît pas sur les affichages de compartiment de vol.

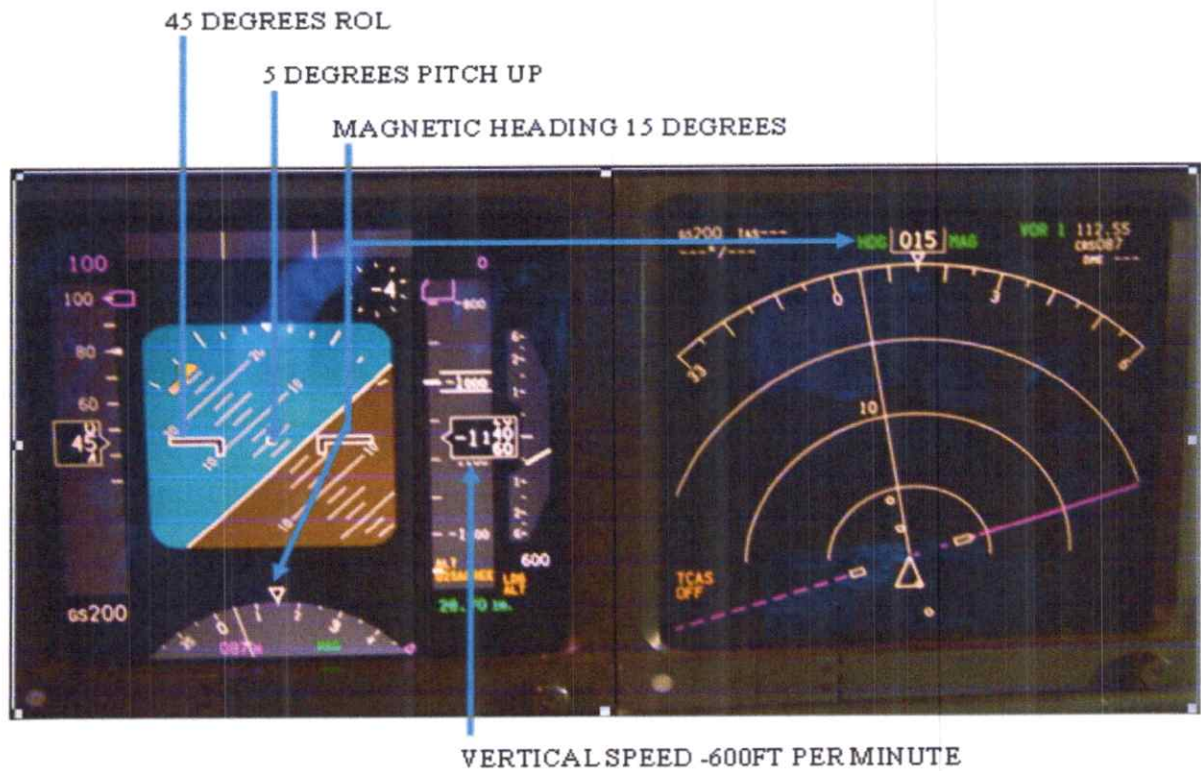


Figure IV.11:(L'affichage des données de test d'IR)

b) Le test au sol d'ADR

➤ Résultat 01

Pousser LSK 5L pour commencer le test au sol d'ADR. Les valeurs de test apparaissent dans le compartiment de vol.

0-2 secondes

Quand le test commence, vous entendez l'avertissement de sur vitesse pendant 2 secondes.

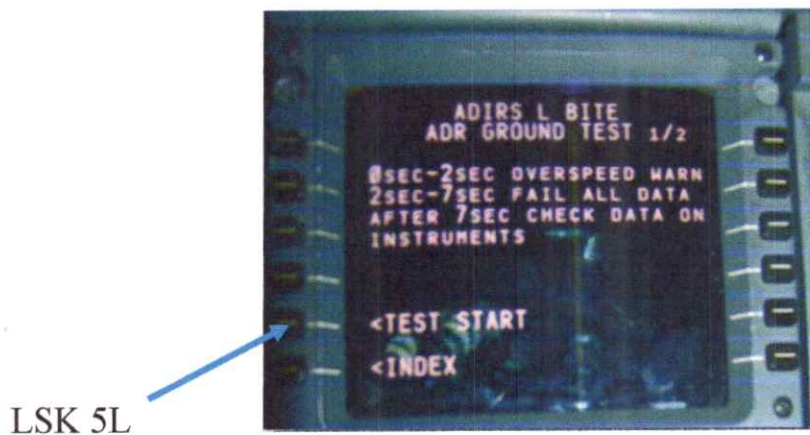
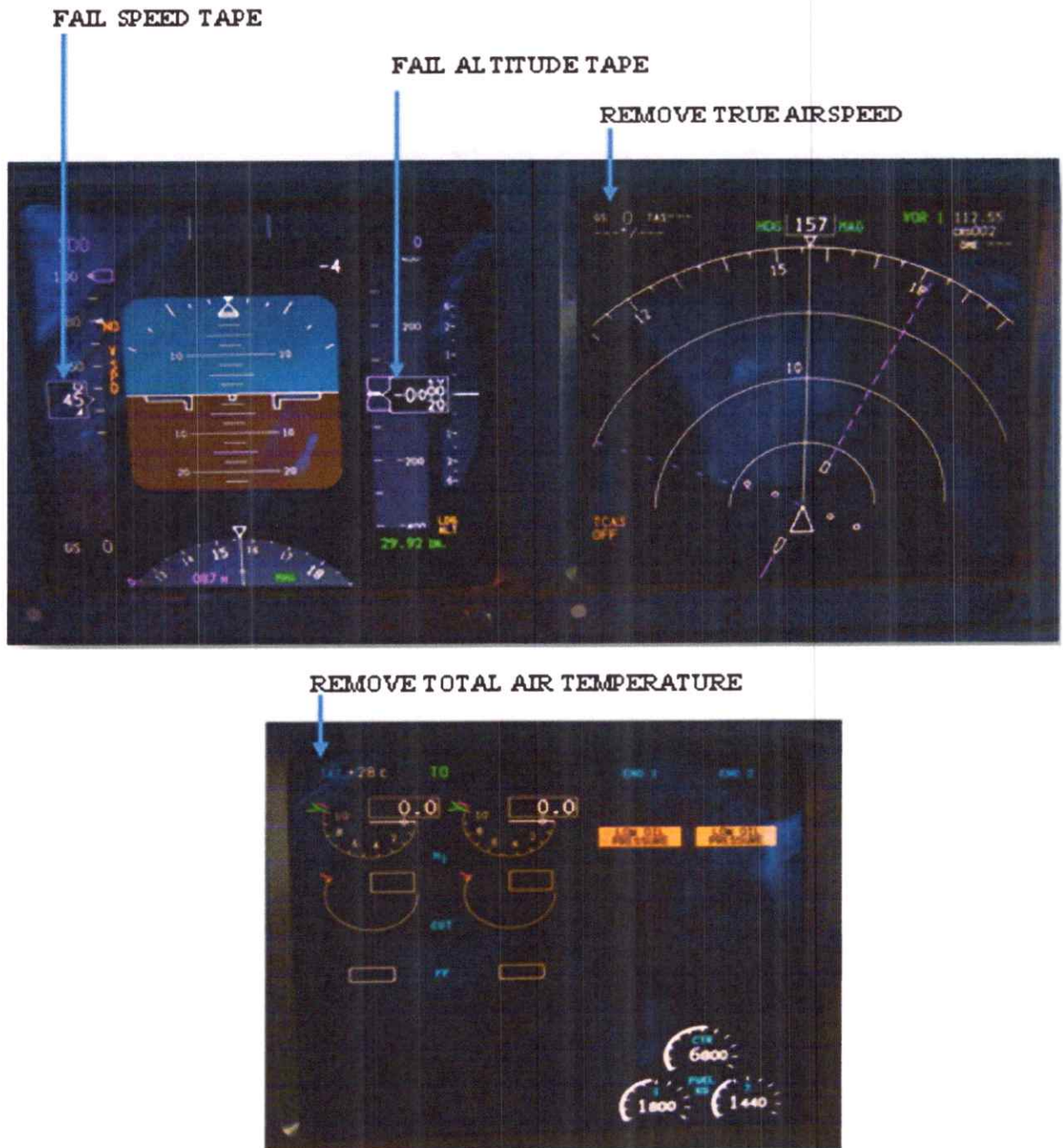


Figure IV.12:(La page de test sol d'ADR).

**2-7 secondes**

Entre 2 et 7 secondes, toutes les données d'ADR échouent. Les composants et les affichages qui emploient les données d'ADR apparaissent les drapeaux et les conditions d'échec.



**Figure IV.13:(Les drapeaux et les conditions d'échec pendant le test d'ADR).**

### ➤ Résultat 02

Sept secondes pour la fin de test.

Sept secondes après le début de test au sol d'ADR, l'ADIRU envoie les valeurs de test sur ses bus de données. Les valeurs de test apparaissent sur la page 2 : ADR GROUND TEST.

Les valeurs de test de la page 02 n'apparaissent pas au compartiment de vol. Voir les valeurs que vous pouvez voir :

- \* Alt ; 10000 PI
- \* Vitesse anémométrique ; 137 KT
- \* TAT ; 35C
- \* TAS ; 170 KT.

Voir les affichages de compartiment de vol pour vérifier les valeurs de test.

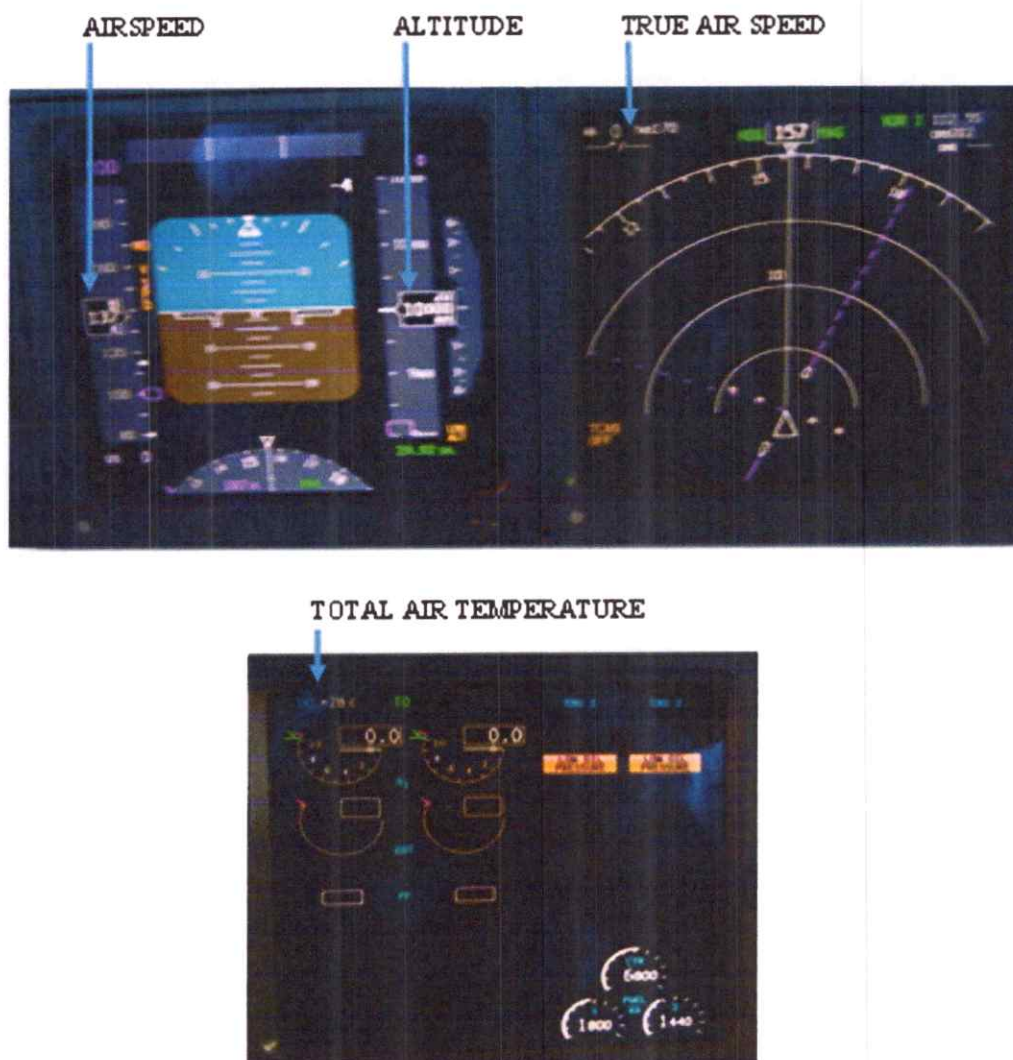


Figure IV.14:(L'affichage des données de test d'ADR).

#### IV.2.3.4 Test au sol d'ADIRS L + R

Les tests au sol d'IR et d'ADR sont semblables. La seule différence est que les tests au sol de L + R te permettent d'examiner les deux ADIRUs en même temps. Pour accéder le test au sol de L + de R, choisissez ADIRS sur la ligne (LSK) 4L à partir du MAIN BITE INDEX. Ceci montre la page ADIRS BITE.

À la page ADIRS BITE choisir l'un ou l'autre ADIRS-IR L+R sol teste sur LSK 3L ou d'ADIRS-ADR L+R au sol sur LSK 4L.

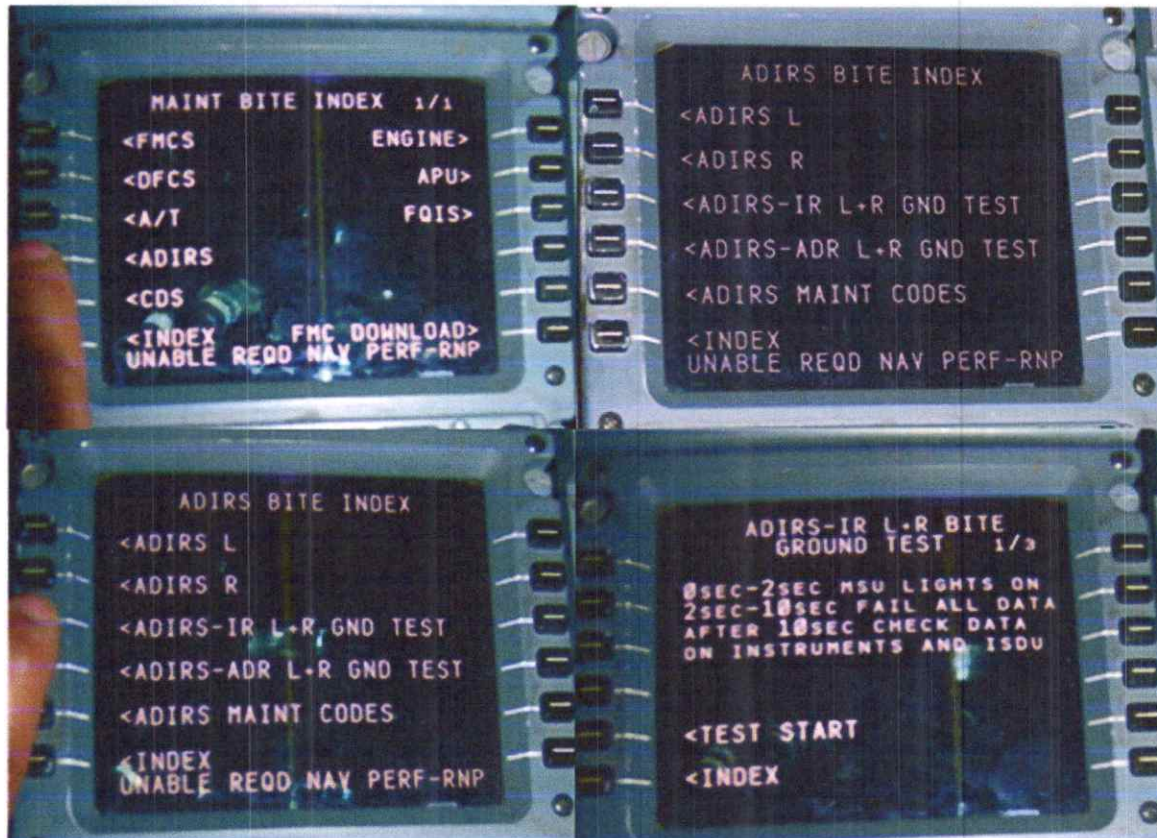


Figure IV.15:(Les pages de test sol de l'ADIRS).

### IV.3 CODES DE MAINTENANCE

#### IV.3.1 Sur le CDU

Les mêmes codes affichés à l'ISDU se trouvent au CDU.

Le CDU affiche seulement les codes utilisés parmi les quarante qui sont autorisés.

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

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





Figure IV.16:(Les codes de maintenance sur le CDU).

IV.4 Procédure d'isolation de panne

**Observed Fault**

**Fault Code**

**FIM Task/BITE Procedure**

**BITE Results**

**Fault Isolation Procedure**

**Possible Causes**

**BOEING 737**  
737-600/-700/-800  
FAULT ISOLATION MANUAL

34-21 Air Data Inertial Reference System

LRU/SYSTEM	MAINTENANCE MESSAGE	GO TO FIM TASK
ADIRS	34-21002 IR FAIL	34-21 TASK 806
ADIRS	34-21003 EXCESSIVE MOTION	34-21 TASK 811
ADIRS	34-21004 ALIGN FAULT	34-21 TASK 812
ADIRS	34-21007 ADR DATA INVALID	34-21 TASK 804
ADIRS	34-21008 ENTER PRESENT POSITION	34-21 TASK 813
ADIRS	34-21009 ENTER HEADING	34-21 TASK 814
ADIRS	34-21018 NO ADR DATA	34-21 TASK 804
ADIRS	34-21019 IR PROGRAM PIN INVALID	34-21 TASK 805
ADIRS	34-21020 ADR FAIL	34-21 TASK 804
ADIRS	34-21021 ADR PROGRAM PIN INVALID	34-21 TASK 803
ADIRS	34-21022 TAT PROBE SIGNAL FAIL	34-21 TASK 810
ADIRS	34-21023 ADA SIGNAL FAIL	34-21 TASK 802
ADIRS	34-21024 NO ADA REFERENCE SIGNAL	34-21 TASK 802
ADIRS	34-21026 NO BARO 3 REFERENCE SIGNAL	34-21 TASK 809
ADIRS	34-21027 NO PITOT ADM DATA	34-21 TASK 807
ADIRS	34-21028 NO STATIC ADM DATA	34-21 TASK 808
ADIRS	34-21029 NO BARO 1 DATA	34-21 TASK 809
ADIRS	34-21030 NO BARO 2 DATA	34-21 TASK 809
ADIRS	34-21031 NO IR DATA	34-21 TASK 806

**Observed Fault List (Alphabetic)**

**Observed Fault List (System Order)**

**Cabin Fault List**

**Cabin Fault Code Index**

**Ch. 32**

**Ch. 33**

**Ch. 34**

**Ch. 35**

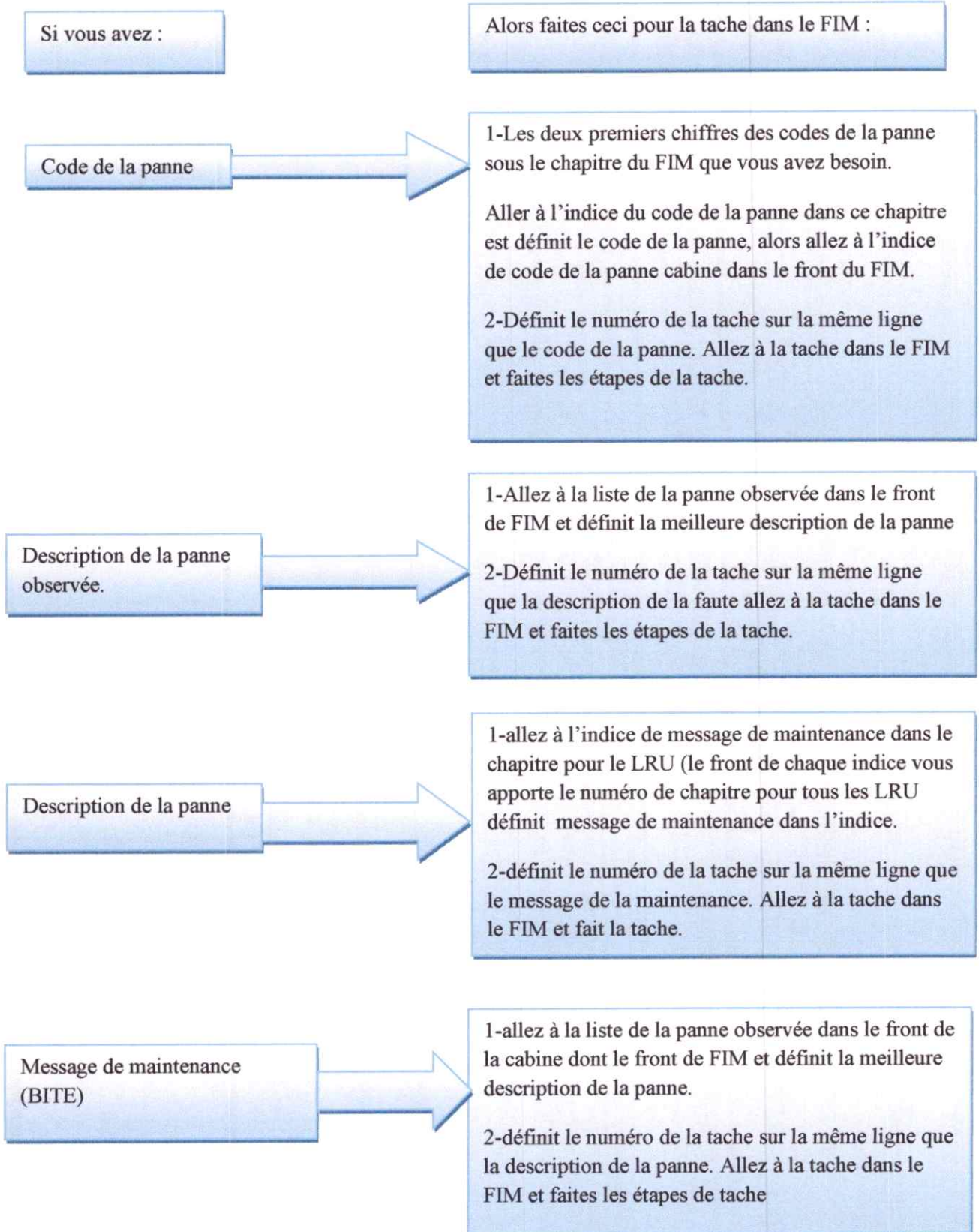
EFFECTIVITY \_\_\_\_\_

FOR TRAINING PURPOSES ONLY

**34- MAINT MSG INDEX**

Page 101  
Jun 20/96

Figure IV.17:(La page 101 du FAULT ISOLATION MANUEL).



**Définit la tache d'isolation de la faute dans le FIM**

**\*Diagramme N°03\***

**Assumption des conditions dans le début de la tache :**

- puissance électrique externe est ON.
- puissance hydraulique et puissance pneumatique sont OFF.
- les engins sont alertes.
- les injecteurs pour le système est de activé.

**Causes possibles :**

La liste des causes possibles contient la cause la plus probable en premier lieu et la cause la moins probable en dernier lieu.

Vous pouvez utiliser les enregistrements de maintenance de votre avion pour détermine si la panne apparaissait après. Compare la liste des causes possibles avec les actions de maintenance passées. Sa peut aider la répétition de prévention des mêmes actions de maintenance.

**Paragraphe d'évaluation initiale :**

La proposition premier du paragraphe d'évaluation initiale dans le débit de la tache est pour vous aidez à définir extérieurement si vous pouvez détecter la panne correcte maintenant :

-si vous ne nous pouvez pas détecter la panne correcte maintenant, alors la tache ne peut pas isoler la faute et le paragraphe d'évaluation initiale va monter qu'il avait beaucoup des fautes.

-si vous avez beaucoup des fautes, il faut utilise votre jugement pour décider qu'elle action de maintenance à prendre ; alors surveiller l'aéronef pour voir si la panne peut se poser encore dans le vol suivant :

La paragraphe d'évaluation initiale peut aussi vous aider à définit extérieurement qu'elle procédure d'isolation de la faute à utiliser pour isoler et corriger la panne.

**Les étapes d'isolation de la faute :**

-faites les étapes de la tache dans l'ordre spécifique. L'instruction « si... alors » que vous voyez va vous guider durant le chemin correctif.

-quand vous êtes dans le dernier point du chemin, l'étape dit « ... vous corrigez la faute ». Complétez l'étape et terminer la procédure.

**Faites les taches d'isolation de le faut**  
**\*Diagramme N°04\***

## IV.5 test d'une panne sur IR (panne de l'ISDU)



Figure IV.18:(L'allumage de bouton "DC FAIL").

A- Un message 34-21001 ISDU FAIL et indiqué au CDU implique panne de l'ISDU.

**B-Deux causes sont possibles**

- ISDU P5-70
- Câblage entre l'ISDU et l'ADIRU.

**C- C, B (Circuit Breakers).**

(a)Panneau de disjoncteur, P6-1:

- 1) C14 ADIRU droite C.A
- 2) C15 ADIRU droite EXC
- 3) C17 ADIRU droite le C.C

(b)Panneau de disjoncteur, P18-1:

- 1) E5 ADIRU gauche le C.C
- 2) E7 ADIRU gauche le C.A

(c)Panneau de disjoncteur, P18-2:

- 1) E8 ADIRU gauche EXC

**D- Relate DATA**

- SSM
- WDM

**E-Initial évaluation**

- FIM 34-21 TASK 801.
- Si le message n'est pas apparait sur CDU fait les étapes suivantes:

**F-Procédure d'isolation de la panne :**

i- Remplacer l'ISDU.

-Démonter l'ISDU (AMM TASK 34-21-02-000-801)

-si le message ne signe pas sur le CDU panne corrigée.

-si le message reste sur le CDU, continue.

2- vérifier le câblage entre l'ADIRU et l'ISDU.

-démonter l'ADIRU (AMM TASK 34-21-01-000-801 P401)

-démonter l'ISDU (AMM TASK 34-21-02-000-801 P401)

-pour l'ADIRU L contrôler le câblage entre le pin D3687 pour l'ADIRU et D2169 L'ISDU (pin C5-p 25B)

-pour l'ADIRU R D3693B du ADIRU et D2183 ISDU (...)

Si il y a un problème de câblage fait les étapes suivantes:

-Réparer le câblage

-Réinstaller l'ADIRU (AMM TASK 34-21 -01-400-8010 401)

-Réinstaller l'ISDU (AMM TASK 43-21-02-400-8010 401)

Si pas de message sur le CDU alors la panne est corrigée.

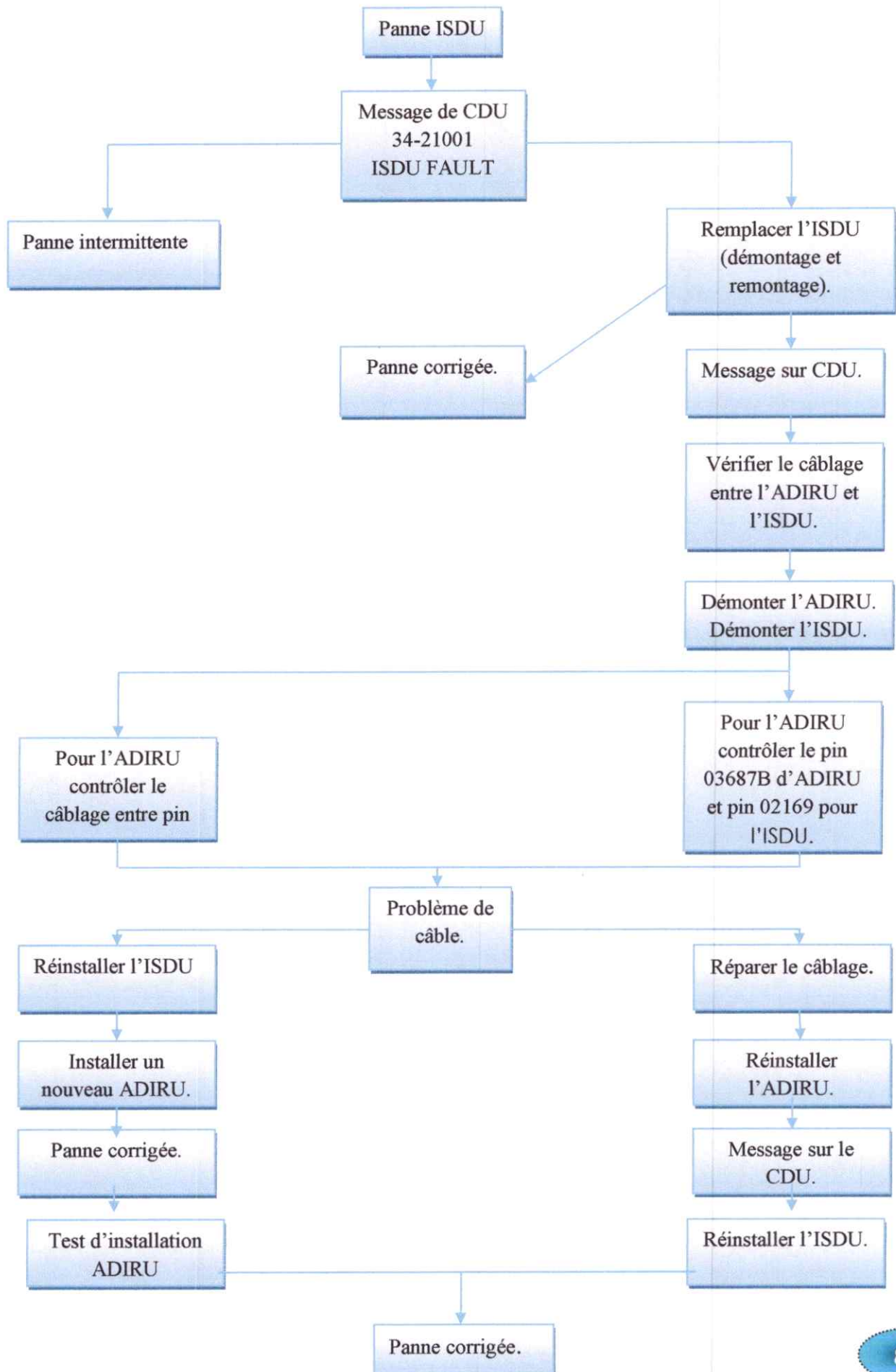
Si non (pas de problème au niveau de câblage).

-Réinstaller l'ISDU

-Installer un nouveau ADIRU.

-si le test d'installation de l'ADIRU est satisfaisant.

➤ Diagramme de la panne de l'ISDU \*Diagramme N°05\*



## IV.6 Test d'une panne sur ADR

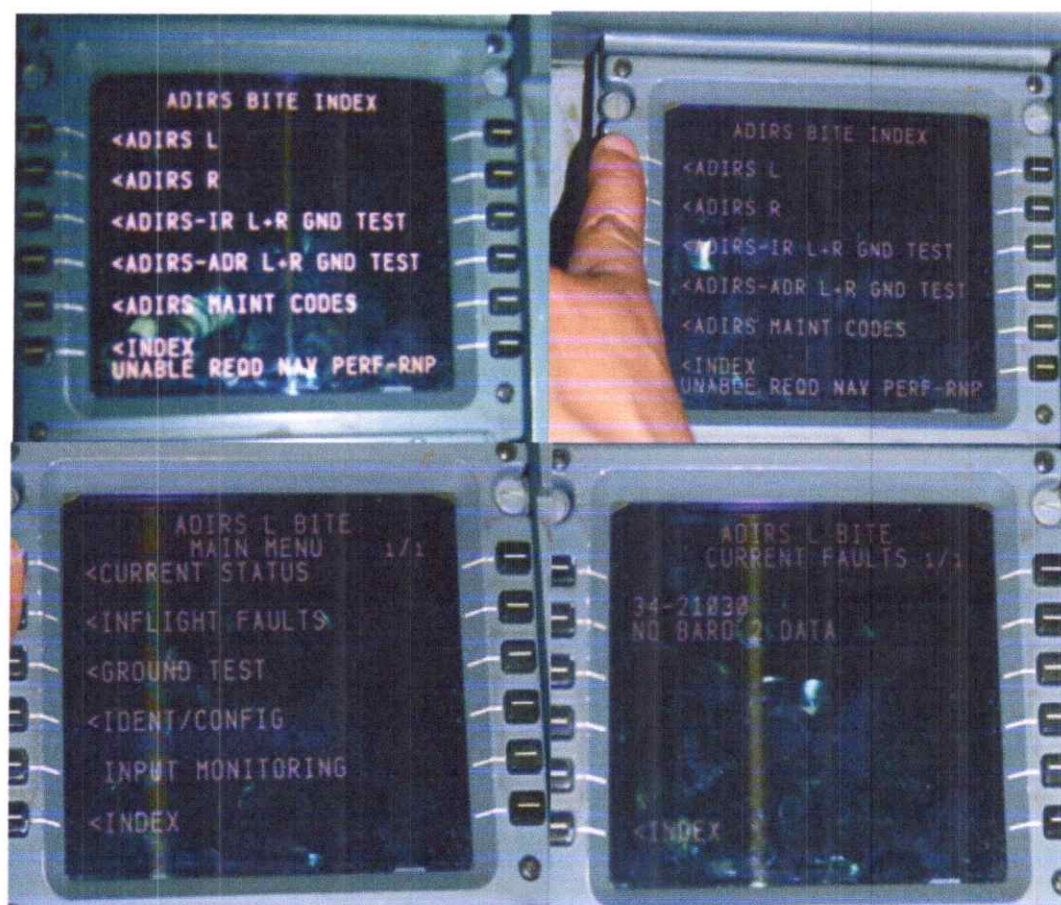


Figure IV.19:(Les pages de test sol d'ADR).

### IV.6.1 Aucun Données Barométriques 2 - Analyse De Panne

#### A. Description

(1) cette tâche est pour ce message d'entretien :  
« 34-21030 NO BARO DATA 02 »

(2) le message d'entretien est identique pour les unités de référence à inertie gauche et droite de données aériennes (ADIRUs). Le message d'entretien d'ADIRU gauche est apparaît sur l'ADIRS L page de MORSURE sur l'unité de visualisation de commande (CDU). Le message d'entretien d'ADIRU droit est apparaît à la page de MORSURE d'ADIRS R sur le CDU.

(3) ce message montre quand l'ADIRU ne reçoit pas les données de barométriques 2 à partir de l'unité électronique d'affichage (DEU). Ce défaut est la cause de code de statut 30 à l'affichage sur le système de visualisation à inertie (ISDU).

#### B. Causes Possibles

- (1) DEU 1, M1808 ou DEU 2, M1809
- (2) problème de câblage entre le DEU et l'ADIRU



### C. Disjoncteurs

(1) ce sont les disjoncteurs primaires liés au défaut :

(a) Panneau De Disjoncteur, P18-1 :

1) E5 ADIRU gauche CC

2) E7 ADIRU gauche C.A.

(b) Panneau De Disjoncteur, P18-2 :

1) E8 ADIRU gauche Excepté

### D. Données Relatives

(1) SSM 34-21

(2) WDM 34-21

### E. Évaluation Initiale

(1) pour l'ADIRS applicable, faire cette tâche : Procédé de MORSURE d'ADIRS (TÂCHE 801 de FIM 34-21).

(2) si le message d'entretien n'apparaît pas sur le CDU, et le code de statut n'apparaît pas sur l'ISDU, alors il y avait un défaut intermittent.

(3) si le message d'entretien apparaît sur le CDU et le code de statut s'affiche sur l'ISDU, faire alors la procédure d'analyse de panne ci-dessous.

### F. Procédure D'Analyse De Panne

➤ pour le DEU applicable, faire cette tâche : Procédé de MORSURE de CDS (TÂCHE 801 de FIM 31-62).

(a) S'il y a un message d'entretien pour un DEU ou échec de panneau de commande d'EFIS, alors aller à la tâche d'analyse de panne pour que le message applicable d'entretien corrige le défaut.

1) pour l'ADIRS applicable, faire cette tâche : Procédé de MORSURE d'ADIRS (TÂCHE 801 de FIM 34-21).

2) si le message d'entretien d'ADIRS n'apparaît pas sur le CDU, et le code de statut n'apparaît pas sur l'ISDU, alors tu as corrigé le défaut.

3) si le message d'entretien d'ADIRS sur le CDU, et le code de statut apparaît sur l'ISDU, continuer alors.

(b) S'il n'y a aucun message d'entretien pour un DEU ou échec de panneau de commande d'EFIS, alors continuer.

➤ font ce contrôle du câblage entre l'ADIRU et le DEU applicables :

(a) Enlever l'ADIRU. Pour l'enlever, faire cette tâche : l'installation d'unité référence inertielle et des données aérodynamiques (TÂCHE 34-21-01-000-801 p401 d'AMM).

(b) Enlever DEU. Pour l'enlèvement, faire cette tâche : l'installation d'unité de visualisation (TÂCHE 31-62-21-000-801 p401 d'AMM).

Pour l'ADIRU gauche, faire un contrôle de câblage entre ces bronches du connecteur D3975D pour le DEU et du connecteur D3687A pour ADIRU :

D3975D D3687A

Goupille J3----- goupille F13

Goupille K3----- goupille G13

(c) Pour l'ADIRU droit, faire un contrôle de câblage entre ces broches du connecteur D3973D pour le DEU et du connecteur D369Á pour ADIRU :

D3973D D369Á

Goupille J3-----goupille F13

Goupille K3----- goupille G13

(d) Si tu trouves un problème avec le câblage, alors faire ces étapes :

1) réparent le câblage.

2) réinstallent DEU. Pour l'installent, faite cette tâche : Installation d'unité électronique d'affichage (TÂCHE 31-62-21-400-801 P401 D'AMM).

3) réinstallent l'ADIRU. Pour l'installer, faire cette tâche : Air Installation d'unité De Référence De Données inertielle (TÂCHE 34-21-01-400-801 P401 D'AMM).

4) pour l'ADIRS applicable, faire cette tâche : MORSURE D'ADIRS Procédé (TÂCHE 801 de FIM 34-21).

5) si les messages d'entretien n'apparaît pas sur le CDU et le code de statut n'apparaît pas sur l'ISDU, alors tu as corrigé le défaut.

(e) Si tu ne trouves pas un problème avec le câblage, alors faire cette étape et continuer :

1) réinstallent DEU. Pour l'installent, faire cette tâche : Installation d'unité électronique d'affichage (TÂCHE 31-62-21-400-801 P401 D'AMM).

➤ installent un nouvel ADIRU. Pour l'installer, faire cette tâche : Installation d'unité de référence de données aériennes à inertie (TÂCHE 34-21-01-400-801 P401 D'AMM).

(a) Si l'essai dans la tâche d'installation pour l'ADIRU est satisfaisant, alors tu as corrigé le défaut.

## IV.7 Conclusion

Dans ce chapitre on a constaté que comme pour les autres systèmes, l'ADIRS est touché par de différentes pannes, ce qui nous pousse à faire des tests de détection de pannes et à y remédier à celles observées sur la tâche d'isolation de la faute dans le FIM afin de conserver le bon fonctionnement du système ADIRS.

# CONCLUSION

## **Conciusion**

Cette étude nous permet de constater que l'équipement **A.D.I.R.S** utilisé pour la navigation aérienne sur le Boeing 737-800-''NG'' est conçu comme suit :

- L'intégration de deux systèmes ''ADR'' et ''IR'' en un seul computer.
- D'où gain de poids et d'interface et l'utilisation de composants très développés (calculateurs, logiciels, accéléromètres, gyrolasers, ADMs, bus de transmission « ARINC 429 ») qui assure des données précises de navigation aérienne.
- L'historique du système a démontré qu'il est d'une grande fiabilité, ainsi qu'un faible coût d'entretien.

Ce travail représente le fruit de plusieurs mois de travail et de ténacité à la base de maintenance de l'aéroport de Dar El Beida. Ce qui nous a permis d'acquérir une certaine expérience dans différents domaines liés a notre formation.

Enfin nous souhaitons que le travail effectué permette d'encourager beaucoup plus nos étudiants, et leur donner la volonté de bien vouloir s'investir sans aucune crainte dans d'autres domaines.

# LES ANNEXES

## ANNEXE A

### Rappel sur l'ARINC 429

#### Transmission des données

La transmission d'information numérique dans le domaine aéronautique et spatial conduit au développement de bus hautement fiables et sécurisés pour retirer et gérer les communications entre les différents systèmes.

Dans cette partie, nous allons rappeler plus particulièrement le bus ARINC429

#### ARINC429

L'ARINC 429 est un bus de données simple développé par l'Aéronautical Radio Incorporation en 1977, il est encore utilisé aujourd'hui sur des nouvelles plates-formes. Qui est utilisé un seul émetteur et de 1 à 20 récepteur par bus et deux vitesses sont définies 12.5KHz et 100kHz.

#### a) but

Des systèmes numériques de transmission de données sont employés.

Pour augmenter l'exactitude tout en diminuant le poids et les coûts d'entretien.

#### b) spécification de l'ARINC 429

Une des activités essentielles l'Aéronautical Radio Incorporated (ARINC) intitulé « *mark 3 Digital Information Transfer System* » système de transfert d'information digitale. Etablit des normes d'industrie pour le transfert des données numériques entre les éléments du système de l'avionique.

Le format numérique du mot ARINC, se compose d'un mot de 32 bits dans la forme bipolaire contenant la logique 1 et la logique 0.

Chaque mot ARINC est séparé d'un autre mot par quatre bits de séparation d'une valeur nulle.

#### Utilisation de l'ARINC429

ARINC 429 a été installé sur la plupart des avions commerciaux de transport comprenant ; Airbus A310/A320 et A330/A340, dans le Boeing 727, 737, 747, 757 et 767 et McDonnell Douglas Md-11 et dans de nombreux autres hélicoptères.

## Caractéristiques de la transmission des données par le bus Arinc 429

Dans cette partie nous allons développer les principaux outils qui permettent à l'ARINC de dialoguer avec d'autre système.

### a) Support physique

L'ARINC429 est un bus doté d'une liaison point à point. la communication uni directionnelle qui veut dire que les données numériques sont transmises a travers un seul câble on combinant les données binaires avec les bits ,les messages sont émis et reçu sur des portes distinctes, ce qui nécessite deux bus pour une communication bi -directionnelle .

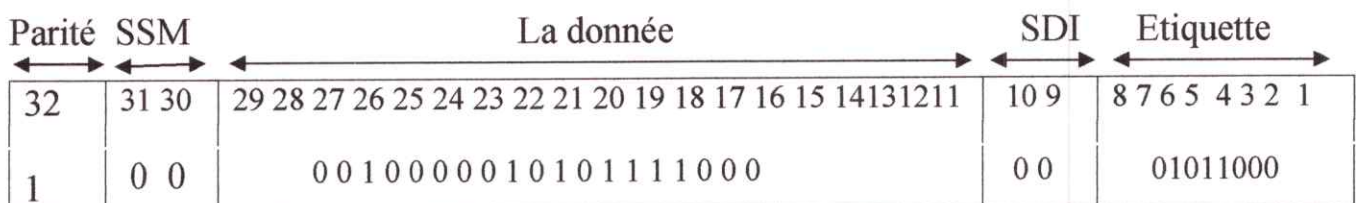
Le bus unidirectionnel utilisé s'appelle DITS ce qui signifie : Marck33Digitale Information Transfer System.

### b) Format du mot ARINC429

Les mots contenant des données d'ARINC 429 sont toujours 32 bits, numérotés de 1(LSB) à32(MSB) dans une forme bipolaire contenant la logique 1 et 0.

Le format de code BCD (binaire codé décimal) ressemble au format du code binaire .chacun comprend cinq champs primaires :

- Etiquette (label).
- SSM (signe/status matrix).
- La donnée.
- SDI (source/destination identification).
- Le bit de parité.



### ARINC 429 est codé en BCD

#### 🔍 Etiquette (label)

L'étiquette est une partie importante du message, elle identifie l'information contenue dans les mots, elle occupe les 08 premiers bits de chaque mot.

Donc on a  $2^8=256$  combinaisons possibles d'étiquette.

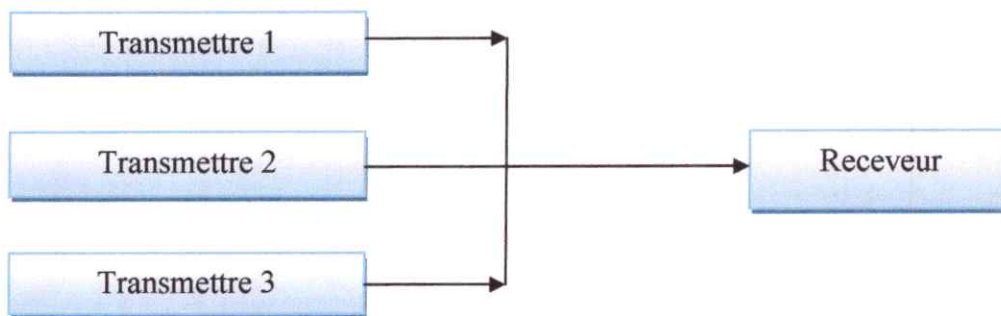
Elle est codée en octal dans ordre (1 2 4), (1 2 4), (1 2) et elle se lit a partir du (LSB), beaucoup de mot peuvent être transmis sur un autobus nécessaires.

### ➤ source et destination (SDI) des mots Arinc429

Les SDI sert à identifier la source ou la destination de l'information.

#### 1-identification de la source :

Les bits 9 et 10 peuvent être employés pour identifier la source du mot, quand des mots de la même étiquette sont envoyés de deux installations ou plus, la source de chaque mot est identifiée par SDI, comme montré sur le diagramme.



### Identification de la source

#### ➤ La donnée

La donnée est transmise en envoyant des impulsions sériées dans des bus digitaux.

L'élément d'information de base est une donnée digitale de 32 bits, ce dernier est codé de deux façons :

- En code binaire.
- En code BCD.

La donnée codée en binaire occupe le champ de bits de 11 à 28 comme montré sur le schéma, le bit 28 étant le plus fort, dans le cas ou le nombre est négatif on utilise une notation compléments à deux.

#### ➤ SSM (signe /status matrix)

Le SSM se compose des bits 29,30 et 31 pour les mots binaires et les bits 30 et 31 pour les mots en BCD.



Se champ convient l'état d'équipement de matériel mode opérationnel ou la validité du contenu de la donnée.

### **1-signe**

Le SSM d'une donnée numérique identifie le caractère du mot tel que la direction (nord, sud,...).

### **2. status**

Le SSM identifie l'état matériel, la validité de la donnée

### **Bit de parité**

Le MSB (32ème bit) est toujours le bit de parité pour ARINC 429.

Afin d'éviter toute erreur dans une transmission en informatique, on ajoute des bits de vérifications aux données à transférer, la technique la plus simple consiste à ajouter un bit dit de parité à chaque donnée, ce bit de parité permet ainsi de détecter facilement si l'un des bits a été mal transmis.

## ANNEXE B

### Les caractéristiques de l'air

L'air étant un fluide, au repos il est caractérisé par quatre grandeurs

- PS : Pression Statique ou ambiante ou atmosphérique
- Rhô : Masse Spécifique ou volumique
- TS : Température Statique ou ambiante
- K : Compressibilité

La pression est exprimée en Pascal (Pa), bar (b), millimètre de mercure (mm/Hg) ou en pouce de mercure (In/Hg) avec les relations suivantes :

$$1b = 750 \text{ mm/hg} = 29,53 \text{ in/Hg} = 100000 \text{ Pa ET } 1mb = 1hPa.$$

La masse spécifique Rhô est la masse par unité de volume et est exprimée en Kg/m<sup>3</sup> cube.

La masse spécifique de l'air évolue avec l'altitude. Le rapport entre la masse spécifique à l'altitude Z et la masse spécifique à l'altitude 0 est appelé Densité Delta. Au sol, Delta vaut 1.

La température statique TS s'exprime en degrés Celsius (°C) ou Kelvin (°K) avec la relation entre les deux échelles :  $T \text{ °K} = t \text{ °C} + 273$ .

On dit que l'air est compressible lorsque sa masse spécifique varie sous l'effet d'une variation de pression statique. La compressibilité (k) de l'air est caractérisée par le rapport de la variation de Rhô sur la variation de PS.

Les trois grandeurs de l'air (PS, Rhô, TS) varient avec l'altitude Z et sont sujettes à des variations considérables suivant l'endroit où l'on mesure ces grandeurs et selon les conditions météorologiques.

Afin que tous les instruments aérodynamiques indiquent tous la même information et puissent être étalonnés, il a été nécessaire de définir une atmosphère de référence concernant l'état de l'air qui est appelée **Atmosphère standard** en considérant que l'air est un gaz parfait et sec. Ceci entraîne qu'à l'altitude zéro (niveau de la mer).

### Les caractéristiques de l'Atmosphère Standard sont

- $PS_0 = 1013,2 \text{ mb} = 760 \text{ mm/Hg} = 29,92 \text{ in/Hg}$
- $Rh\hat{o}_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$
- $TS_0 = 15^\circ\text{C} = 288^\circ\text{K}$
- La variation de TS avec l'altitude est de  $-6,5^\circ$  par kilomètre jusqu'à 11 km (36000 ft). Au delà de 11 km, la température est constante et égale à  $-56,5^\circ\text{C}$ .
- De 0 à 2000ft, la variation d'altitude DELTA-Z est de 28ft/mb.
- Ensuite, les évolutions de PS, Rhô et TS en fonction de l'altitude sont données par des abaques.

L'air en mouvement est caractérisé par les quatre grandeurs vues précédemment (PS, Rhô, TS et k) et par deux autres grandeurs qui sont :

- V : la vitesse.
- PD : la pression dynamique.

La vitesse est la distance parcourue par unité de temps et s'exprime en mètre par seconde (m/s) et en nœud (KT ou mille nautique (1852m) par heure).

La pression dynamique PD caractérise l'énergie due à la vitesse de l'air (énergie cinétique). Elle est proportionnelle à la vitesse de l'air et à sa masse spécifique. La pression dynamique (PD) est calculée selon la formule :

$$PD = PT (\text{pression total}) - P_s (\text{pression statique}) = \frac{1}{2} \rho \cdot V_p^2$$

- La vitesse propre :  $V_p = TAS = a \cdot M = 39 \cdot 1(Ts)^{1/2} \cdot M$
- La pression :  $\frac{1}{2} \rho V_p^2$
- La pression statique en fonction de l'altitude :  
 $P_s = P_0 (288 - 6.5 Z_p / 288)^{5.25} \quad (0 < Z_p < 11 \text{ km})$
- Nombre de Mach (M) :  $\Delta P / P_s = (1 + 0.2M^2)^{3.5-1} \quad (\text{Si } 0 < M < 1).$

# Les abréviations

## Les abréviations

L'abréviation	L'expression en Anglais.
AACU	Anti skid Autobreak Control Unit.
AC	Alternating Current.
ADC	Air Data Computer.
ADI	Attitude Director Indicator.
ADIRS	Air Data Inertial Reference System.
ADIRU	Air Data Inertial Reference Unit.
ADM	Air Data Module.
ADR	Air Data Reference.
ALIGN	Alignment.
ALT	Altimeter.
ALT	Altitude.
AMM	Aircraft Maintenance Manuel.
AOA	Angle Of Attack.
APU	Auxiliary Power Unit.
ARINC	Aeronautical Radio-INCorporated.
A/T	Auto-Throttle.
ATC	Air Traffic Contrôle.
ATT	Attitude.
BARO	Barometric.
BCD	Binaire Code Decimal.
BRT	Brightness.
Cm	Cap Magnetic.
CAS	Calibrated Air Speed.

CDU	Control Display Unit.
CDS	Common Display System.
CLR	Clear.
CPC	Cabin Pressure Control.
CPU	Central Processing Unit.
DC	Direct Current.
DEU	Display Electronics Unit.
DFDR	Digital Flight Data Recorder.
DIU	Display Interface Unit.
DME	Distance Measuring Equipment.
DU	Display Unit.
DSPL	Display.
EFIS	Electronic Flight Instrument System.
ELEC	Electronic.
ENT	Enter.
FCC	Flight Control Computer.
FDAU	Flight Data Acquisition Unit.
FMC	Flight Management Computer.
F/O	First/Officer.
FPV	Flight Path Vector.
FSEU	Flap Slat Electrics Unit.
GPS	Global Position System.
GPWS	Ground Proximity Warning System.
GS	Ground Speed.
HDG	Heading.

HPA	Hecto-Pascals.
IAS	Indicator Air Speed.
IFSAU	Integrated Flight System Accessory Unit.
IN	Inches.
INIT	Initialisation.
IRS	Inertial Reference System.
ISDU	Inertial System Display Unit.
L	Left.
LRU	Light Removal Unit.
LSB	Low Side Band
LSK	line Select key
MCU	Master Caution Unit.
MMR	Multi-Mode Receiver.
MSU	Mode Select Unit.
NAV	Navigation.
NCD	No Computed Data.
ND	Navigation Display.
NM	Notic Mile
OACI	Organization of Aviation Civil International.
P	Pannel.
PD	Pressure Dynamic
PFD	Primary Flight Display
PPOS	Present Position.
PS	Pressure Static.
PT	Pressure Total.

R	Right.
REF	Reference.
RMI	Radio Magnetic Indicator.
R/T	Receiver Transmitter.
SAT	Static Air Temperature.
SEL	Select.
SMYD	Stall Management Yaw Damper.
SPD	Speed.
SSM	Signe Status Matrix.
STBY	Standby.
STS	Status.
SYS	System.
TAS	True Airspeed.
TCAS	Traffic Collision Avoidance System.
TK	Track.
TRK	Track.
TRU	True.
V	Volts.
VOR	VHF Omnidirectional Range.
VSI	Vertical Speed Indicator.
WXR	Weather.



# *Bibliographie*

## ***Manuels :***

- AMM : Aircraft Maintenance Manuel.
- CBT Flight.
- CMM : Component Maintenance Manual du BOEING 737-NG (34-21).
- Documentation de la compagnie aérienne Air Algérie.
- FIM : Fault Isolation Manuel.

## ***Ouvrage :***

- Dictionnaire d'aéronautique et d'aérospatiale « ANGLAIS-FRANÇAIS ».
- Le traducteur systran 4 .0 et le systran 6.0.
- Meilleur traducteur Yahoo.
- Benard Cabanes Instruments de Navigation Aérienne Distribution et Fonctionnement 3° édition S.E.E.S.

## ***Les sites internet:***

- [http://fr.wikipedia.org/wiki/navigation\\_arienne.](http://fr.wikipedia.org/wiki/navigation_arienne)
- [http://www.nts.gov/aviation/irs\\_central\\_inertielle-IRS-](http://www.nts.gov/aviation/irs_central_inertielle-IRS-)