

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE.
Ministère de L'Enseignement Supérieur et de la Recherche
Scientifique.



Université de blida.
Faculté des sciences de l'ingénieur.
Département d'aéronautique.



Projet de fin d'études.

En vue de l'obtention du diplôme des études universitaires
appliquées en aéronautique.

Option: avionique.

Thème:

Description et simulation
de la centrale aérodynamique digitale DADC

Réalisé par:
Tounsi Abdessalem.
Sayah Abderraouf.

Le promoteur:
Mr Zabot

Année universitaire 2003-2004

A decorative border with a repeating floral and scrollwork pattern, framing the text. The pattern consists of stylized leaves and scrolls, creating a scalloped edge.

Remerciements

*Tout d'abord nous remercions le bon dieu
pour nous avoir guidé vers le bon chemin
de la lumière et de savoir.*

*Nous exprimons nos sincères
remerciements à nos parents qui ont
beaucoup aidé durant nos études.*

*Au enseignants de l'institut
d'aéronautique de Blida et surtout nos
enseignants option avionique.*

*On tient à présenter nos chaleureux
remerciements à notre promoteur et les
membres de jury pour l'honneur qu'ils nous
ont accordé, en acceptant de juger notre
travail.*

*Nous remercions tous ceux qui nous ont
aidé de loin ou de près.*



Dédicace

*Je dédie ce modeste travail à :
Mon père qui m'a aidé beaucoup et que dieu le
protège pour moi.*

Ma belle mère.

*Mes frères et sœurs : Assia, Imad, Sihem, Sami,
Rania, Houda et la petite Razane et je félicite
souhaite une bonne carrière.*

*Mes amis: Foued, Abdelghani, Amine , Yacine,
Cherif.*

Mon binôme Abderraouf.

*Dédicace spéciale à Mr Méguellati pour son
aide.*

Tous mes amis de la cité Soumaa 1 et 2.

Abdessalem.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :
Mes parents qui m'ont beaucoup encouragés
durant mes études, et que dieu les protège pour
moi.

Mes frères et sœurs.
Tous mes amis: Hichem, Ahmed.
Mon binôme Abdessalem.
Tous les Ahbebes.

Abderraouf

Sommaire

Pages

Introduction.

Historique sur le développement de la centrale aérodynamique..... 1

Chapitre I : Etude et description de la centrale aérodynamique..... 8

I) Etude et description de la centrale aérodynamique..... 8

I-1) I.1 Description de DADC..... 8.

I-2) Paramètres à élaborer par la centrale aérodynamique. 11

I-2-1) Organisation générale..... 11

I.3) Identification du type d'avion et les variables du programme

De DADC..... 11

I.4) Vue d'ensemble d'opération de DADC..... 11

I-4-1) Sommaire de l'intervalle de fonctionnement de DADC..... 15

I-5) Capteurs liés à la centrale aérodynamique..... 16.

I-5-1) Capteurs de la pression..... 16.

1) Principe de mesure..... 16.

I-6) Capteurs de la température totale..... 19.

I-6-1) Principe de mesure..... 19

I-7) Capteurs d'angle d'incidence et de dérapage..... 21

I-7-1) Principe de mesure..... 21

Chapitre II: Simulation des paramètres entrés sortis de DADC.

II.1) L'atmosphères physique liées à la centrale aérodynamique..... 23

II.1.1) Introduction..... 23.

II.2) Paramètres mesurés par un ADC..... 23

II-2-1) Paramètres d'entrées pneumatique et thermique..... 23

II-2-1-1) Pression statique (P_s)..... 23

II-2-1-2) Pression totale (P_t)..... 23

II-2-1-3) La température totale (T_t). 23.

II.2.2) paramètres angulaires..... 26.

II-2-2-1) Angle d'attaque (α)..... 26.

II-2-2-2) Angle de glissade (dérapage) (β). 26

II.3) L'atmosphère standard..... 26

II-4) Définitions aérodynamiques..... 29.

II-4-1) L'altitude..... 29.

II-4-1-1) Les différents altitudes mesurés à bord de l'avion..... 29

1) Altitude absolu (Habs)..... 29

2) Altitude vraie..... 29.

3) Altitude pression (Z_p)..... 29

4) Altitude corrigée par Baro (Hbc).....	31
5) Taux d'altitude (dHp/dt).....	32
6) Erreurs de prise d'altitude (ΔH_p).....	32
II-4-2) La vitesse de l'air (anémométrie).....	34
II-4-2-1) Définitions de la vitesse de l'air.....	34
1) La vitesse de l'air indiquée (V_i).....	34
2) La vitesse de l'air vraie (V_1 ou TAS).....	34
3) La vitesse de l'air calculée (conventionnelle) (V_c ou CAS).....	35
4) Une vitesse de son (a).....	36
5) Taux de vitesse de l'air.....	36
6) Erreurs de prise de vitesse de l'air.....	36
II-4-3) Le mach.....	36
II-4-3-1) Le nombre de mach.....	36
II-4-3-2) Taux de Mach (M).....	39
7) Erreurs de prise de Mach (ΔM).....	39
II-4-4) La pression.....	39
II-4-4-1) La Pression dynamique (q).....	39
II-4-4-2) La pression d'impact.....	39
II-4-4-3) Erreur de pression (ΔP).....	39
II-4-5) La température statique de l'air (T_s ou SAT).....	40
II-4-6) Rapport de densité (δ).....	40
II-4-7) Angle d'attaque vraie (α_T).....	41
II-4-8) VMO (Vitesse Maximum d'Opération).....	41
II-4-8) MMO (Mach Maximum d'Opération).....	41
II-5) Correction d'erreurs de source.....	42
II-6) Fonctions des sorties de la centrale aérodynamique.....	42
II-6-1) Schéma synoptique de l'ADC.....	43
II-7) La simulation.....	44
II-7-1) Présentation du matériel /SOFTWARE.....	44
II-7-2) Objectif du travail.....	44
1) La première phase.....	44
2) La deuxième phase.....	44

Chapitre III : les interfaces de l'ADC (ARINC)

III-1-1) Description.....	50
III-1-2) Vue d'ensemble d'interface d'ARINC.....	50
III-1-3) Théorie d'opération d'interface d'ARINC.....	50
III-2) le circuit d'amplification de récepteur.....	51
III-2-1) L'entrée.....	52
III-2-2) La sortie.....	53
III-3) le récepteur ARINC 429P/O CCA6.....	53
III-3-1) données d'entrée.....	54
III-3-2) la convertisseur série- parallèle.....	54

III-3-3) Circuit diviseur par 64.....	54
III-3-4) Contrôle de parité.....	54
III-3-5) Les données de verrouillage.....	54
III-3-6) Les multiplexeurs.....	55
III-3-7) Les registres tampons.....	55
III-3-8) Circuits de mise à zéro.....	55
III-3-9) Circuit statut.....	56
3-9-A) Le premier byte prêt.....	56
3-9-B) Le dernier byte prêt.....	56
3-9-C) L'erreur de parité.....	56

Chapitre IV: Tests de maintenance

IV) Maintenance et entretien.....	58
IV-1) Définition.....	58
IV-2) Maintenir.....	58
IV-3) Les objectifs de la maintenance.....	58
IV-4) Les types de maintenance (organigramme de maintenance).....	58
IV-4-1) Maintenance corrective.....	59
1) Définition.....	59
2) Organisation de la maintenance corrective.....	59
3) La mise en œuvre de la maintenance corrective.....	60
IV-4-2) Maintenance préventive.....	60
1) Définition.....	60
2) Maintenance conditionnelle.....	60
3) Maintenance systématique.....	60
4) Organisation de la maintenance préventive.....	61
IV-5) Les documents de maintenance (Manuels).....	61
IV-5-1) Document de planification de la maintenance (MDP).....	62
IV-5-2) Manuel d'entretien d'avion (AMM).....	62
IV-5-3) Manuel schématique système (SSM).....	62
IV-5-4) Manuel de diagramme de câblage (WDM).....	62
IV-5-5) Manuel de reportage de défaut (FRM).....	62
IV-5-6) Manuel de dépannage (ISM).....	64
IV-5-7) Construit en manuel d'équipement d'essai (BILT).....	64
IV-5-8) Manuel de réparation structurale (SRM).....	64
IV-6) Built in test de DADC (BIT).....	64
IV-7) Explication de BIT de DADC.....	64
IV-8) Ligne procédée d'entretien pour DADC.....	69
IV-9) Opération d'essai fonctionnel LED de DADC.....	69
IV-10) Indications de l'essai fonctionnel LED de DADC.....	70
IV-10-1) Essai fonctionnel d'un avion AIR BUS 310.....	70

Liste des figures

	Pages
Fig 1: Altimètre pneumatique.....	3
Fig 2: Indicateur de la vitesse de l'air.....	4
Fig 3: Centrale aérodynamique centralisée.....	6
Fig-I-1 : l'élément Hardware d'ADC.....	9
Fig-I-2 : le panneau avant de l'ADC.....	10
Fig-I-3 : le convertisseur F/D de la pression.....	13
Fig-I-4 : module d'Alimentation.....	14
Fig-I-5 : Sonde flush mounted.....	18
Fig-I-6 : prise de pression statique.....	18
Fig-I-7 : sonde de la température totale de l'air.....	20
Fig-I-8 : la sonde d'incidence.....	21
Fig-II-1 : système Pitot statique.....	25
Fig-II-2 : sonde de la température totale.....	25
Fig-II-3 : l'Angle d'attaque (α).....	27
Fig-II-4 : l'Angle de dérapage.....	27
Fig-II-5 : l'Atmosphère standard (OACI 1964).....	28
Fig-II-6 : les différents Altitude mesurés à bord d'un avion.....	33
Fig-II-7 : variation de pression statique en fonction de l'Altitude.....	33
Fig-II-8 : variation du rapport de pression (P_t/P_s) en fonction de MACII.....	38
Fig-II-8 Schéma synoptique de l'ADC.....	43
Fig II-9 le nombre de MACH en fonction de Z_p	45
Fig II-10 la température statique en fonction de Z_p	46
Fig II-11 la température totale en fonction de Z_p	47
Fig II-12 la pression statique en fonction de Z_p	48
Fig II-13 la pression Impact en fonction de Z_p	49
Fig-III-1 : circuit d'amplificateurs de récepteur d'ARINC.....	52
Fig III-2 : les signaux LO et HI d'entrée.....	53
Fig III-3 : les signaux LO et HI de sortie.....	53
Fig-III-4 : Schéma de la récepteur de l'ARINC.....	57

Abréviation

	Anglais	Français
AC	Alternatif current	Courant alternatif
A/D	Analogic to Digital Converter	Convertisseur Analogique numérique
ADC	Air Data Computer	Centrale aérodynamique
CAS	Conventional Air Speed	Vitesse conventionnelle de l'air
CPU	Central Processing Unit	Le processeur
D/A	Digital to Anologic converter	Convertisseur numérique analogique
DADC	Digital Air Data Computer	Centrale Aérodynamique digitale
DC	Direct Curent	Courant continu
F/D	Frequency to digital converter	Convertisseur de fréquence en digitale
FF	Flip Flop	Bascule
OPPG	Operational Program	Le programme opérationnel
SAT	Static Air Temperature	Température statique de l'air
TAS	True Air Speed	Vitesse de l'air vraie
TAT	Total Air Temperature	Température totale de l'air

ملخص

إن الحاسوب الأيروديناميكي يلعب دوراً هاماً على متن الطائرة و دوره يتمثل في توفير مختلف معطيات الملاحة الجوية اللازمة عن طريق السلاسل الحسابية التي برمجت لهذا الغرض. هذه السلاسل تستقبل المعلومات الآتية من المستقبالات الموجودة على غطاء الطائرة والتي تشكل الجهاز الأيروديناميكي للطائرة، و أخيراً القراءة على مستوى كابينة القيادة و التي تسمح للطيار بإكمال مهمته على أكمل وجه.

Résumé

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 qui constitue le système aérodynamique, enfin l'affichage sur le cockpit qui permet au pilote d'accomplir sa mission en pleine sécurité.

Introduction

Les avions de transports ont tout un domaine de vol où la compressibilité engendre des erreurs importantes au niveau des prises de pression et des sondes de température.

Les paramètres air (température totale, vitesse indiquée, altitude...) devront être mesurés avec précision, les vitesses de déplacement de l'avion étant grandes, l'équipage dispose d'un temps insuffisant pour tenir compte de l'évolution des conditions de vol. Il est donc devenu nécessaire de concevoir une instrumentation de contrôle de vol améliorée dans sa présentation et dans ses performances.

Ainsi, des systèmes embarqués réalisant automatiquement les opérations de correction et de calcul se sont généralisés à bord des avions modernes, et l'information de conduite de vol apparaît avec des performances améliorées et une grande facilité de lecture.

Dans le cas des paramètres air, l'ensemble :

Capteurs + Calculateur + Indicateurs = ADS.

Pour cela nous avons choisi ce sujet en suivant les étapes suivantes:

Tout d'abord, nous avons commencé par l'histoire du développement de la centrale aérodynamique.

Dans le premier chapitre, nous allons décrire la centrale aérodynamique ainsi que les différentes sondes qui sont reliées à l'ADC et qui permet de capter les pressions statique et dynamique et la température de l'air statique et l'angle d'incidence à proximité de l'avion.

Le deuxième chapitre est consacré à la définition des différents paramètres aérodynamiques entrants et sortants de DADC pour mieux comprendre les relations qui relient les entrées et les sorties, ses relations sont programmées dans la centrale et dirigées par le programme opérationnel (OPPG) ainsi une simulation d'un plan de vol d'un aéronef à deux phases.

En suite le troisième chapitre, il est sous forme des définitions des différentes cartes électroniques et électriques qui constituent les interfaces de DADC.

Le dernier chapitre contient les tâches de maintenance de DADC et la méthode de protection contre les défauts, pour cela nous avons commencé par la définition de la maintenance et nous avons cité ses types, ensuite les différents manuels utilisés pour maintenir l'avion ensuite quelques essais de BIT exécutés sur les entrées de DADC et enfin l'essai fonctionnel sur un avion A310.

Nous terminons notre projet par une conclusion générale.

I- Historique sur le développement de la Centrale Aero Dynamique :

L'information de données air (altitude, vitesse air, etc..) a été d'une importance primordiale au pilote depuis que l'homme a pris pour la première fois l'air comme un moyen de voyage. Le pilote pourrait seulement compter sur ses facultés physiologiques pour lui fournir des informations sur sa position au dessus de la terre et sa vitesse au-dessus d'une condition de vol. Tandis que ses yeux étaient relativement excellents pour l'information de position, Il utilise la force du vent sur son visage, et du son de la vitesse de l'air sur le revêtement structural d'avion pour déterminer sa vitesse. Le vol a été limité au temps favorable, puisque la tentation de voler dans des secteurs de visibilité limitée finit souvent dans le désastre.

Pendant que la technologie d'aviation avance, les experts en matière d'aviation ont vivement réalisé la nécessité d'avoir un système avec lequel l'avion est commandé quand la visibilité devient restreinte. Cette réalisation a commencé par le développement des instruments de données aériennes. Le père de la société Sperry, "Elmer Sperry" était un pionnier d'instrument d'avion. Il été très instrumental dans le développement de l'instrumentation d'avion, principalement avec l'utilisation des gyroscopes pour tourner et virer les indicateurs, des instruments d'horizons artificiels, et des boussoles de compas gyroscopiques.

Les premiers indicateurs de vitesse de l'air étaient des anémomètres simples. Par la suite, des dispositifs à ressort chargé ont été montés dans le sillage et dépendent de la force du vent relative pour déplacer l'indicateur sur une échelle calibrée. Puisque cet indicateur a été souvent monté sur une aile, le pilote regardé en dehors du cockpit pour lire l'information. Suit le développement d'un indicateur de vitesse pneumatique (voir figure 2). Cet instrument dépend de la pression différentielle entre l'air de Pitot et l'air ambiant actionnant à travers un diaphragme. Le mouvement du diaphragme, dû à la pression différentielle, a été employé pour conduire l'aiguille d'un indicateur de vitesse de l'air à bord.

Les premiers altimètres étaient des baromètres anéroïdes simples, calibrés pour l'indication en milliers de pieds. Ces instruments dépendaient également d'une différence de pression agissant à travers un diaphragme de déplacer une aiguille sur un indicateur à bord (voir figure 1). Dans ce cas le diaphragme à une chambre interne cachée, avec la chambre interne pour évacuer l'air. Donc, cette pression de la chambre interne était proche de la pression à vide. L'air agissant sur l'extérieur du diaphragme est la pression

ambiante [statique]. Ainsi, l'altimètre mesure une pression absolue, appelée pression barométrique [statique].

D'autres indicateurs pneumatiques ont été développés par la suite, tel que, l'indicateur de vitesse verticale et indicateur de nombre de Mach.

Durant des années, beaucoup d'améliorations ont été faites dans les indicateurs pneumatiques de conduite directe (mécanique). Ces améliorations incluent de vastes améliorations dans la précision, la compensation pour les erreurs de la température, et l'élimination en partie des effets de vibration et les erreurs de la position. Ces indicateurs pneumatiques sont encore employés aujourd'hui pour l'instrumentation primaire de vol de petit avion, ou comme support à l'instrumentation secondaire et même sur les derniers avions militaire et commercial.

Cependant, puisque le but de cette présentation est de présenter l'histoire de développement du calculateur (ADC) de données aériennes, nous ne poursuivrons pas d'avantage l'histoire développe mentale des instruments de vol d'avion nous rappelons cependant, que les sondes pneumatiques développées pour ces instruments étaient extrêmement importantes pour le développement de calcul de données aériennes.

Pendant les décennies, 1940 et 1950, beaucoup d'avions de transport de haute altitude de long courrier et les avions bombardier a été développés.

Avec l'arrivée de ces avions vient le besoin de pilote automatique et de système d'augmentation de stabilité d'avion (SAS). Ces développements ont contribué à soulager le pilote dans ces tâches quotidiennes pendant de longues heures de vol. Ces nouveaux systèmes avioniques nécessitent l'information Air, elles sont utilisées par l'auto pilot dans les modes maintien d'altitudes et vitesse air.

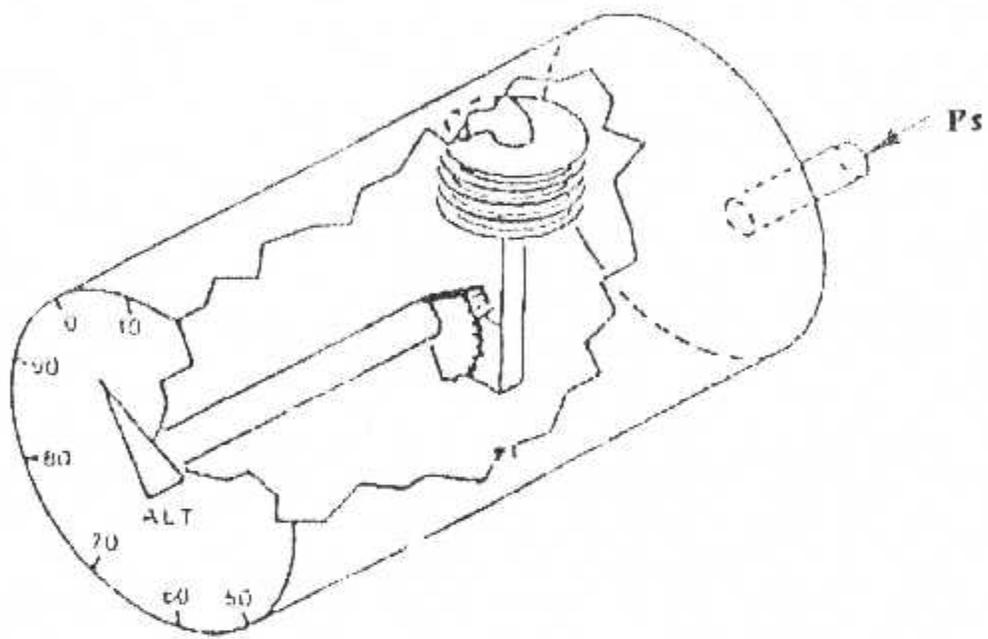


Figure1: Altimètre pneumatique.

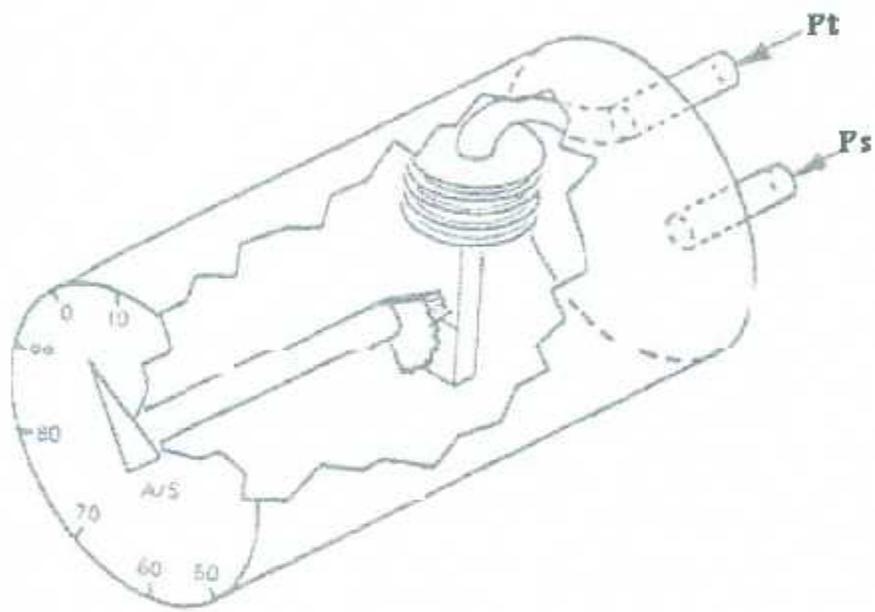


Figure 2: Indicateur de la vitesse de l'air.

Bientôt les systèmes Pitot/statique de l'avion ont été liés avec une profusion de tuyauterie pneumatique et de sondes pneumatiques. Les pénalités de poids et d'espace pour ce système étaient énormes, et le cheminement de l'interconnexion des tuyauterie devient un cauchemar. Le volume de système pneumatique totale alimenté par les lignes de pitot-static était grand, entraînant de grands ~~retards~~ pour les changements de pression. Ces grandes constantes pneumatiques de temps causent des instabilités dans les cerveaux de commande du pilote automatique.

Il est devenu évident à l'avion et les concepteurs de l'avionique que la prolifération des sondes de données aériennes ne pourrait pas continuer. Dans la fin des années 1950, les ingénieurs ont développée la première centrale aérodynamique. C'étaient des simples systèmes cerveaux électromécaniques relativement développés pour le pilotage de l'avion.

Ces ADC initiaux ont combiné la technologie fortement développée des instruments des sondes de pression et la conception des cerveaux systèmes en boucles- fermées. Les cerveaux systèmes en boucle fermées désirables avaient été fortement avancée par les ingénieurs d'aéronautique et l'avionique, pendant le développement du système de pilote automatique. En combinant des cerveaux pour des fonctions d'altitude, des fonctions de vitesse de l'air, des fonctions de Mach, etc..., et en introduisant des signaux électriques aux divers systèmes avioniques employés, l'équipement résultant est devenu connue comme une centrale (ou centralisés) central aérodynamique (CADC Central Air Data Computer).

La figure 3 montre le diagramme du système d'un CADC typique.

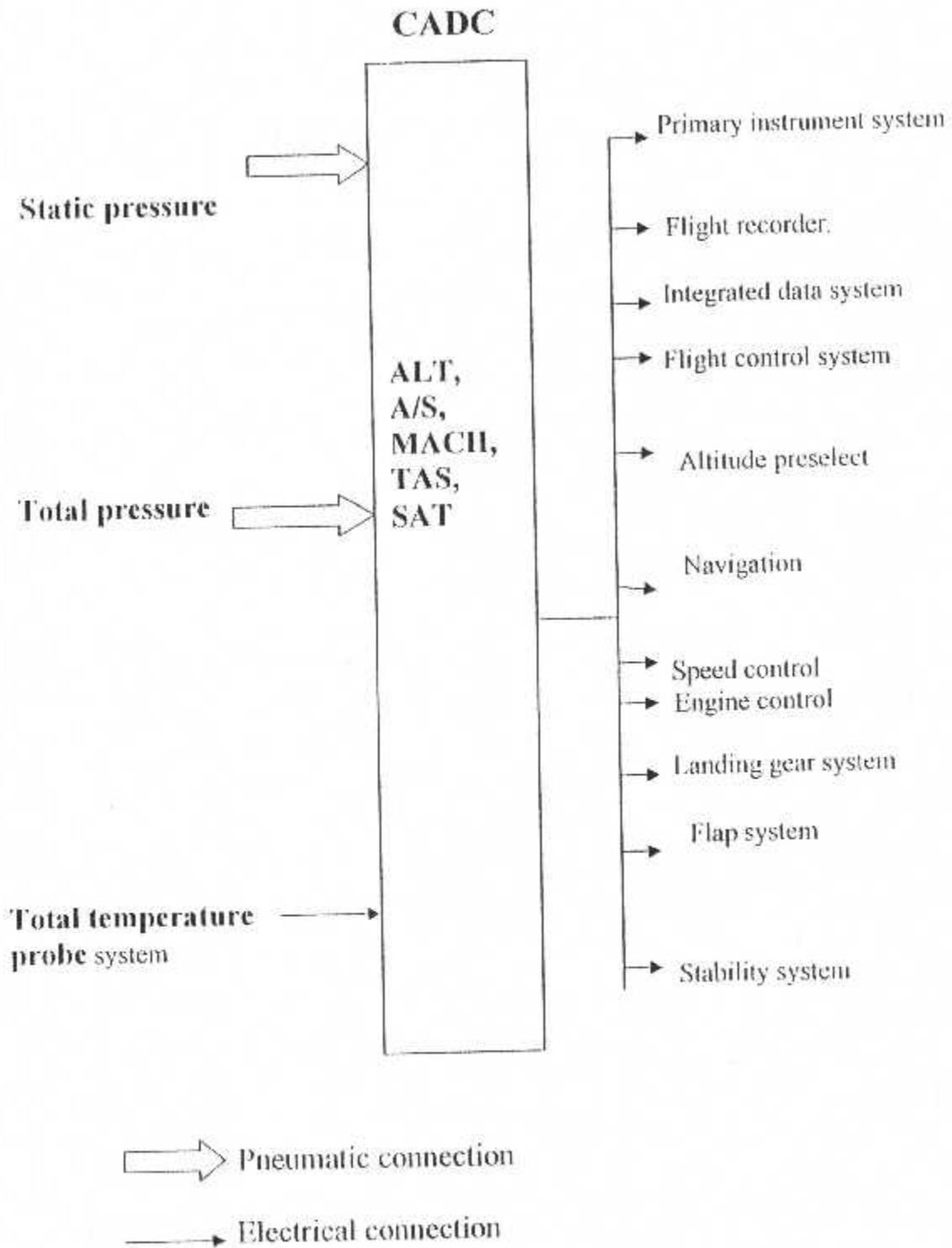


Figure3: Centrale aérodynamique centralisé.

Historique du développement de L'ADC.

Cette CADC électromécanique était certainement une vaste amélioration de l'ancien système décentralisé. Le poids a été réduit approximativement de 50%, la complexité de tuyauterie a été considérablement réduite, l'exactitude des sorties de fonction de données aériennes a été améliorée, et le volume total attaché à chaque Pitot et la ligne de pression statique a été réduit de manière significative.

Cette dernière réduction a réduit au minimum les grandes constantes pneumatiques de temps induites par les grands volumes placés sur les lignes Pitot et statiques, résultant l'amélioration du pilote automatique.

Le développement des ADC électromécaniques a continué dans les années 60 dans les marchés d'avions militaires et commerciales.

Chaque nouveau CADC développé, devient plus complexe, parce que de plus en plus de nouvelles fonctions de données aériennes étaient exigées. Les additions qui sont incluses: la vitesse de l'air vraie, la température de l'air statique et totale, la vitesse de l'air équivalente, la densité d'air... etc.

Chapitre I

Etude et description de l'ADC.

Chapitre I : Etude et description de l'ADC.**I - Etude et description de la Centrale aérodynamique :****I.1 Description de l'ADC :**

Parmi les systèmes de vol Sperry, la centrale aérodynamique digitale, DADC, qui est un calculateur numérique. La DADC est composée des éléments HARDWARE (matériel) et SOFTWARE (logiciel) qui calculent des paramètres aérodynamiques.

L'élément HARDWARE du DADC (voir figure I-1) se compose de:

- Deux modules de sonde de pression atmosphérique.
- Quatre fiches reliées à un circuit à cartes.
- Une alimentation d'énergie.
- Une casier de châssis.

Le panneau avant du casier contient :

- Les connections des entrées de la pression d'air statique et de Pitot.
- L'afficheur LED des défauts de sonde et de DADC.
- Un annonceur de fiabilité de DADC.
- Un switch pour l'essai de fonctionnement.
- Une prise électrique de trois parties (Voir figure I-2) :
 - J1, est montée à l'arrière de casier de châssis.
 - J1A fournit des points de test de mesure (troubleshooting test) et les tests des équipements de l'interface.
 - J1B fournit à l'interface un signal d'entrée et de sortie.
 - J1C provient des connections de puissance.

Le DADC LRU est conçu pour répondre à des exigences d'ARINC 706 et 429. Il pèse moins de 6.5 Kg et mesure environs 205.2 mm x 132.2 mm x 391.5mm. L'alimentation électrique est de 115 volts, 400Hz, en courant monophasé.

Chaque assemblage de circuit a quatre cartes, CCA, pèse moins que 0.5 Kg et mesure environs 183.6 x 251.1 x 13.5 mm. Chaque assemblage d'interface des deux connecteurs, J1 et J2, relié à d'autres éléments de matériel de DADC.

Les convertisseurs de pression pèsent moins de 0.5 Kg et mesurent environ 83.7 x 116.1 x 67.5 mm. Les connections électriques à d'autres éléments de DADC sont réalisées par des câbles protégés. Des connections pneumatiques au système Pitot d'avion sont menées aux diaphragmes de pression.

Le module d'alimentation d'énergie pèse moins de 1.25 Kg et mesure environ 183.6 x 54 x 183.6 mm. Les connexions électriques aux autres éléments DADC et à travers deux connecteurs.

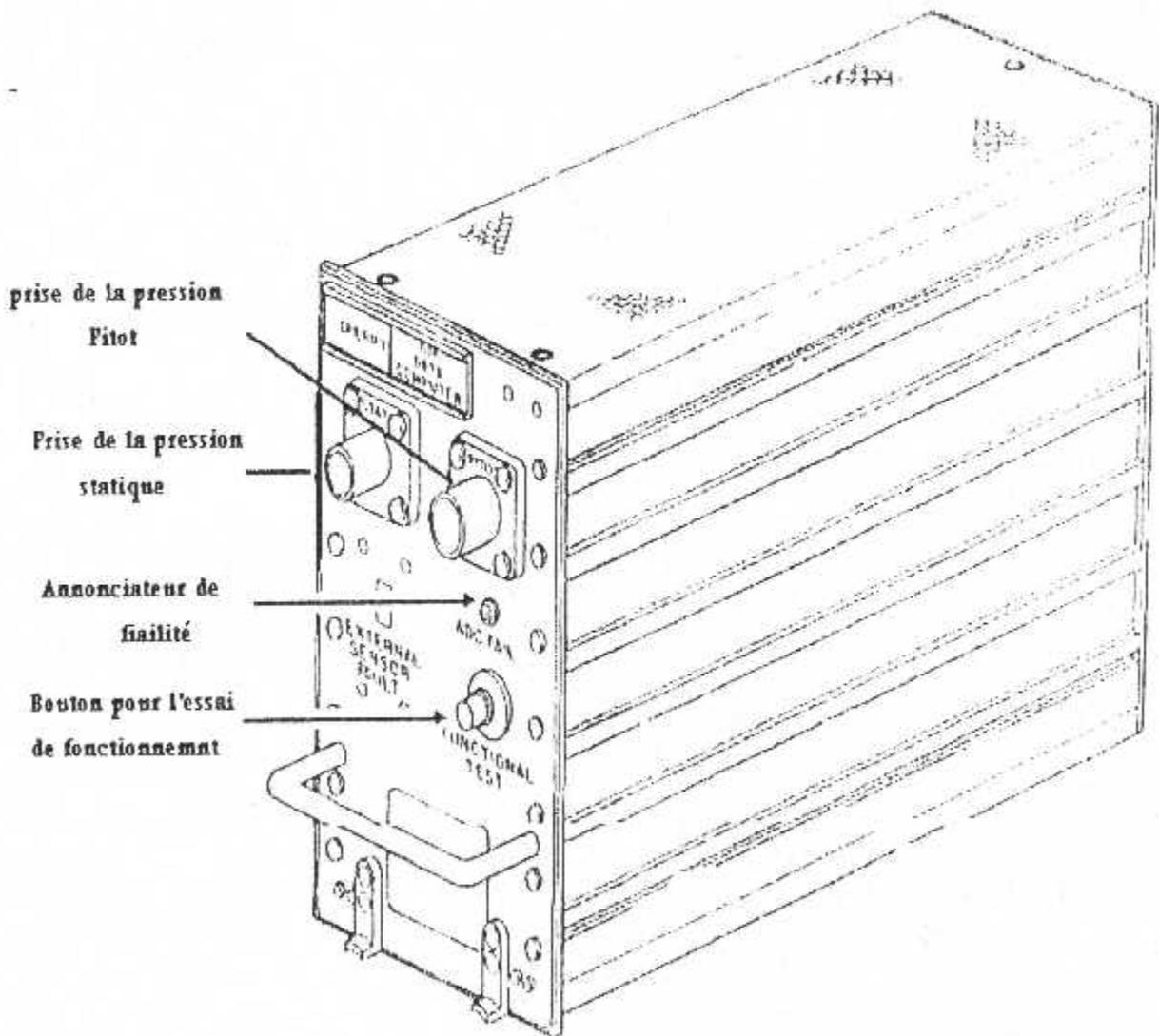


Figure I-1: L'élément HARDWARE de l'ADC.

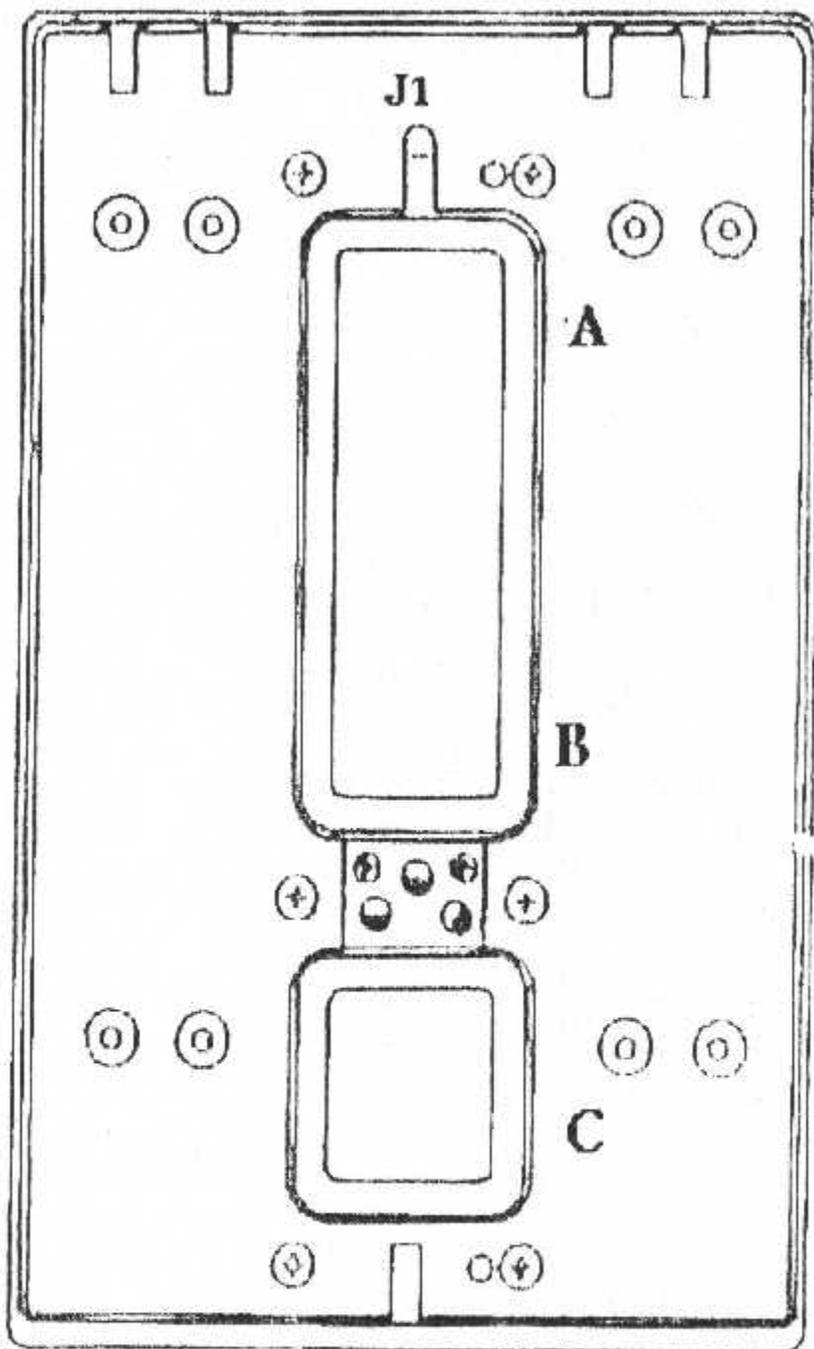


Figure I-2: Le panneau avant de l'ADC.

I-2- Paramètres à élaborer par la centrale aérodynamique :

En générale il s'agira de calculer et d'afficher les informations suivantes :

- Température totale et température statique (SAT)
- Vitesse conventionnelle (CAS)
- Vitesse vraie (TAS)
- Altitude corrigée
- Vitesse verticale (VSI)
- Incidence, dérapage
- Correction sur les signaux de pression (DP, PS)
- Mach vrai (M).

I-2-1 -Organisation générale :

Les capteurs fournissent les mesures brutes des termes intervenant dans le calcul des paramètres :

- Capteurs de pression statique (PS).
- Capteurs de pression dynamique (Pp-PS).
- Sonde de température (Tf).
- Sondes d'incidence (α_{LOC}).

I-3- Identification d'avion et les variables du programme de DADC:

La mémoire de DADC stocke d'une manière permanente des variables telles que des coefficients de la correction de source statique, le programme de vitesse maximum de fonctionnement, et l'angle d'attaque corrigé, AOA.

Les variables sont employées par le programme de DADC pour calculer l'information aérodynamique pour le type spécifique d'avion dans lequel le DADC est installé. Six broches de la prise électrique d'avion sont utilisées dans un arrangement de programme de câblage pour identifier le type d'avion au DADC. En court-circuitant les broches à la terre, une identification codée est passée au programme qui détermine les variables appropriées pour l'avion indiquer.

I-4- Vue d'ensemble d'opération de DADC :

La pression atmosphérique totale et statique, (Ps/Pt), est appliquée directement au DADC par le système Pitot d'avion. La température totale de l'air, TAT, est entrée comme une mesure équivalente de la résistance de la sonde de TAT.

L'angle d'attaque, AOA, est une entrée de séparateur de la sonde d'AOA.

La pression barométrique corrigée peut être une entrée numérique ou une entrée d'un séparateur d'altimètre des avions. Le type d'entrée dépend du type d'altimètre. L'entrée numérique est ARINC 429 compatible.

Le TAT, AOA, et les entrées barométriques corrigées peuvent être mesurés de plus d'une source. Les multi DADC ont des entrées d'alimentation croisées. Les entrées de tension discrètes fournissent des informations de sondes externes, le mode et le statut de sondes. La DADC utilise deux modules identiques de sonde de pression qui convertissent en fréquences des pressions atmosphériques totales et statiques qui sont une fonction de la pression appliquées (voir figure I-3). Une fréquence au convertisseur numérique, F/D, convertit les périodes de fréquence en résultat de données numériques représentatives qui sont transférés à l'unité de traitement centrale CPU. Les données sont employées dans des programmes de calcul des paramètres aérodynamiques. La carte de F/D contient également les circuits de convertisseur de niveau de signal d'entrée discret qui changent les 28 volts courant continu en niveaux TTL. Des données des sorties numériques de la carte sont transférées à l'unité centrale de traitement par un multiplexeur commandé par le programme opérationnel.

La carte de conversion analogique / numérique, (A/D), convertit des signaux d'entrée analogiques en sorties numériques en utilisant un sous-programme d'approximation successif et des circuits de convertisseur numérique en analogique, (DAC). Les représentations numériques des entrées analogiques A/D sont employées dans des calculs de paramètre aérodynamiques. Les entrées sont multiplexées par un multiplexeur de 32 canaux numériques avant d'être passé à l'unité centrale de traitement sous la commande de programme opérationnelle.

La carte CPU, par l'exécution du programme opérationnel, (OPPG), commande l'opération du DADC. L'unité centrale de traitement exécute des calculs de données aériennes en utilisant des entrées de DADC et les sorties qui sont transférées vers les systèmes avionique d'avion par l'intermédiaire des bus de données d'ARINC 429. L'unité centrale de traitement se compose d'un microprocesseur de 16 bits (Z8005), d'un circuit de mémoire intégré, et des circuits numériques de support.

Les fonctions de l'émission et de réception sont exécutées par la carte d'interface d'ARINC. La portion de récepteur reçoit les mots de 32 de bits par l'intermédiaire des bus d'ARINC. A la réception d'un mot la carte d'ARINC invite l'unité centrale de traitement pour interrompre son opération courante et pour passer les données reçues à la mémoire. L'unité centrale de traitement honore expéditivement la demande d'interruption du récepteur en raison de la priorité élevée d'interruption de récepteurs. Si les données sont prêtes pour la

transmission à travers les bus de l'ARINC le CPU honore la demande des données et commande le passage des données de la mémoire à la section de transmission. Le mot de 32 bits est passé de la mémoire à l'émetteur dans 4 groupes de 8 bits chacun. L'émetteur forme le mot de 32 bits, ajoute un bit de parité, et le présente aux bus d'ARINC. Les étiquettes octales pour les mots sont 270 et 271, qui se conforment aux spécifications d'ARINC 429

Les 115 volts, 400 Hz, puissance d'entrée monophasée au DADC est rectifiée, filtrée et réglés par le module d'alimentation d'énergie (voir figure I-4). L'alimentation d'énergie fournit +5, +15, -15, et +28 volts DC aux circuits de DADC.

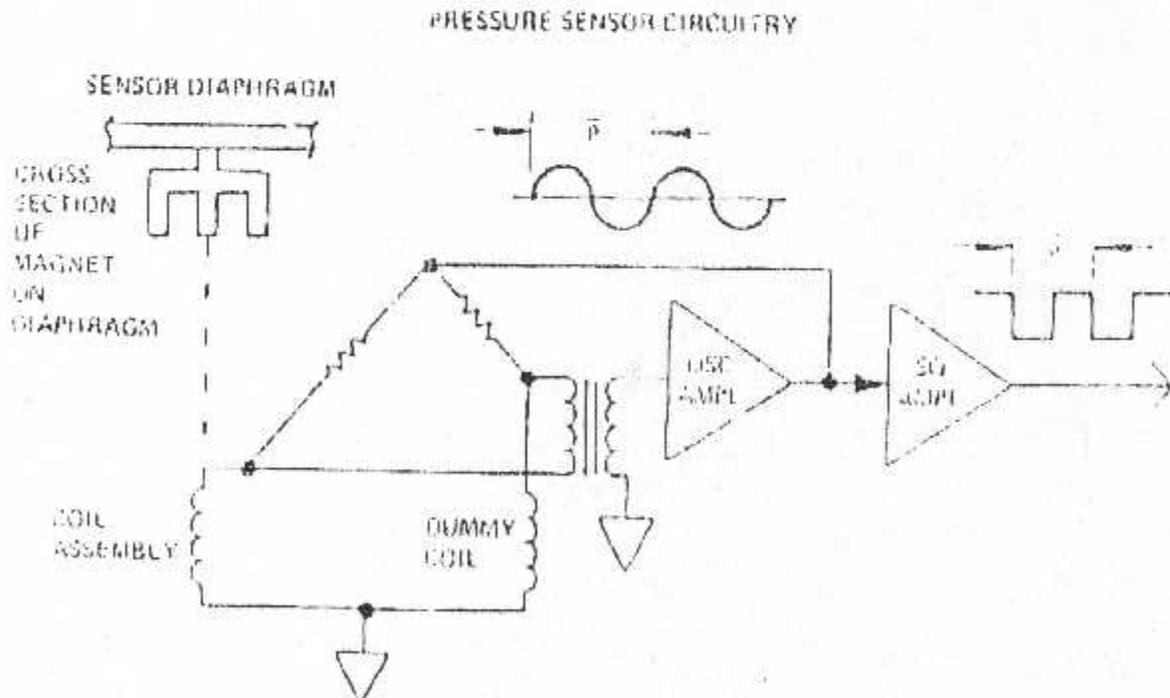


Figure I -3: Le convertisseur F/D de la pression.

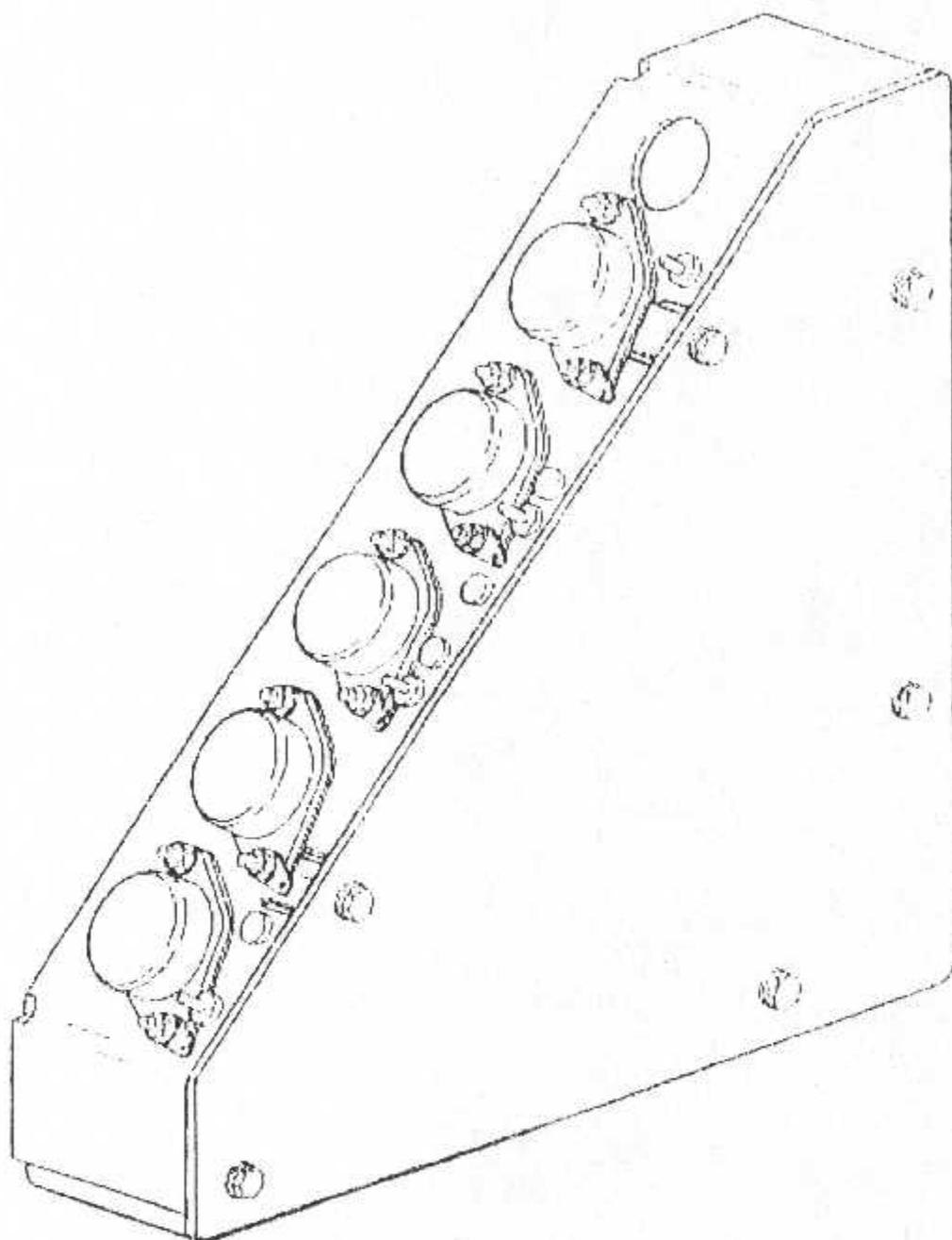


Figure I-4: Module d'alimentation.

1-4-1 - Sommaire de l'intervalle de fonctionnement de l'ADC :

Fonction	Plage de fonctionnement normale	Arrêts électriques
Altitude pression	-1000 à 50000 pieds	-2000 et +51.000 pied
Altitudes barométrique corrigées	-1000 à 50.000 pied	-2000 et +51.000 pied
Vitesse de l'air calculée	30 à 450 kts	30 et 500 Kts
Mach	0.10 à 1.00 Mach	0.00 a 1.10 Mach
Vitesse de l'air calculée	100 à 599 kts	0.0 et 650kts
Température statique de l'air	-99 à +60 °C	-99 et +80°C
Température totale de l'air	-60 à +99 °C	-80 et 99°C
Pression impact	0.0 à 372.5 mb	0.0 et 466.5mb
Pression totale	135.5 à 1354.5 mb	125 et 1500mb
Angle d'attaque indiquée	-60 à +60°	-90° et +90°
Angle d'attaque corrigée	-60 +60°	-90° et +90°
Vitesse de l'air opérationnelle maximum	150 à 450 kts	100 et 500kts
Correction barométrique	22.00 à 31.00 in .hg	21.95 et 31.05 in. hg
Taux d'altitude	-20.000 à +20.000 fpm	-25.000 a +25.000fpm

1-5 - Capteurs liés à la centrale aérodynamique:

La pression Pitot (P_t), et la pression statique (P_s), sont des conditions fondamentales pour déterminer l'altitude d'un avion, la vitesse de l'air, et le nombre de Mach. Une grande variété des sondes pitot-statique été conçues pour détecter la pression Pitot et la pression statique dans le cas d'un avion mobile. Les pressions détectées sont alors transmises aux entrée de DADC par le système des tube de sonde de pitot-statique.

L'information de la température totale, T_t , est détectée par une sonde de la température et est transmise au DADC pour déterminer la température de l'air ambiante (ou statique), T_s , au voisinage de l'avion. La température statique est employée par le pilote pour évaluer les performances de moteur et pour avertir des conditions de givrage. T_s est également employés par le DADC pour calculer les paramètres aérodynamiques reliés par la température tels que la vitesse de l'air vraie (TRUE AIR SPEED) et la densité d'air.

L'information angulaire de mesure telle que l'angle d'attaque (α) et l'angle de glissade (β), est mesurés par les sondes de α et β . Le système détecte et mesure l'information angulaire et la transmettent alors au DADC sous forme de signaux électriques.

La plupart des sondes aérodynamiques sont habituellement accompagnées d'éléments électriques intégrés réchauffeurs pour contrecarrer les effets du givrage.

1-5-1- Capteurs de la pression:

1- Principe de mesure :

La pression Pitot est captée en plaçant la sonde ouverte directement dans le courant d'air. La pression captée est la pression dynamique d'air dans le tube. La pression statique est captée en plaçant la sonde ouverte parallèle au courant d'air. La pression statique captée est la pression ambiante de l'air.

Deux moyens de détection de la pression statique sont employés :

- Prises Flush-mounted de pression statique qui est montée profilée avec le fuselage de l'avion.
- Prises de pression statique intégrales avec la sonde Pitot.

Les deux systèmes sont employés dans les avions modernes. Le premier système est sujet à la production d'erreurs dans la mesure de pression

statique. Les erreurs sont provoquées par les lignes de courant imparfaites avec le fuselage, le caractère onduleux en avant des prises de pression statique, les rivets saillants, les influences de l'angle d'attaque, etc....

Presque tous les problèmes liés aux prises Flush-mounted de pression statique montées avec le fuselage sont éliminés ou réduits au minimum au moyen de la sonde Pitot-statique combinée.

L'endroit des sondes Pitot-statique est extrêmement critique en ce qui concerne la précision des pressions mesurées. Une partie du programme d'essai de développement et de vol d'avion est consacrée aux études d'endroit pour les sondes. Les sondes sont montées dans un endroit pour réduire au minimum des erreurs de mesure. Les erreurs qui demeurent sont identifiées par le tunnel de vent et l'essai en vol. Les erreurs détectées sont alors compensées, appelé correction d'erreurs de source, par le programme opérationnel numérique de centrale aérodynamique. Les corrections sont faites comme les fonctions du nombre de Mach, de l'angle d'attaque, de l'angle de glissade ... etc.

Les illustrations accompagnées montrent divers configurations des sondes Pitot-statique de la compagnie de technologie de « **Rosemount** » (voir figure I-5 et figure I-6).

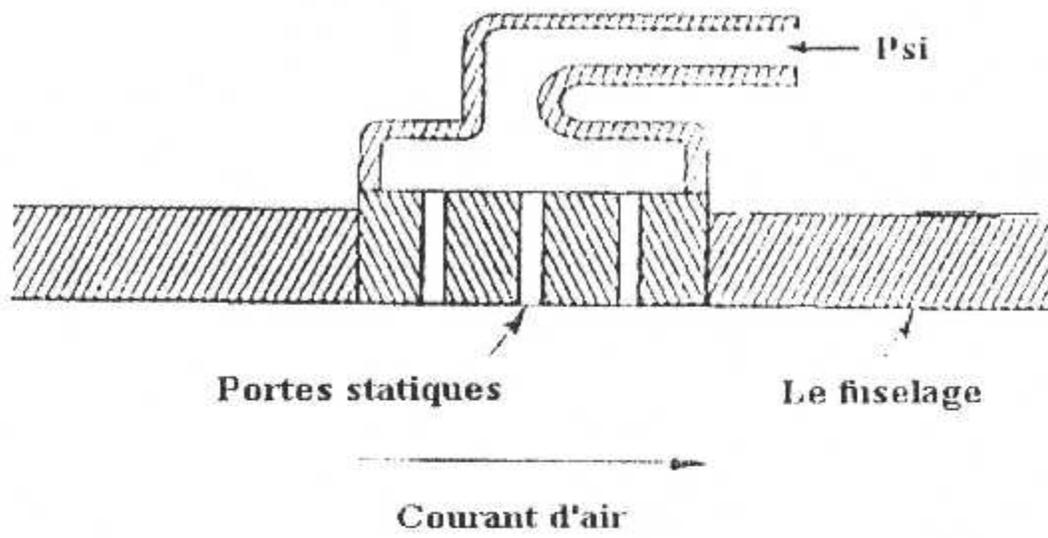


Figure I-5: Sonde Fluch mounted.

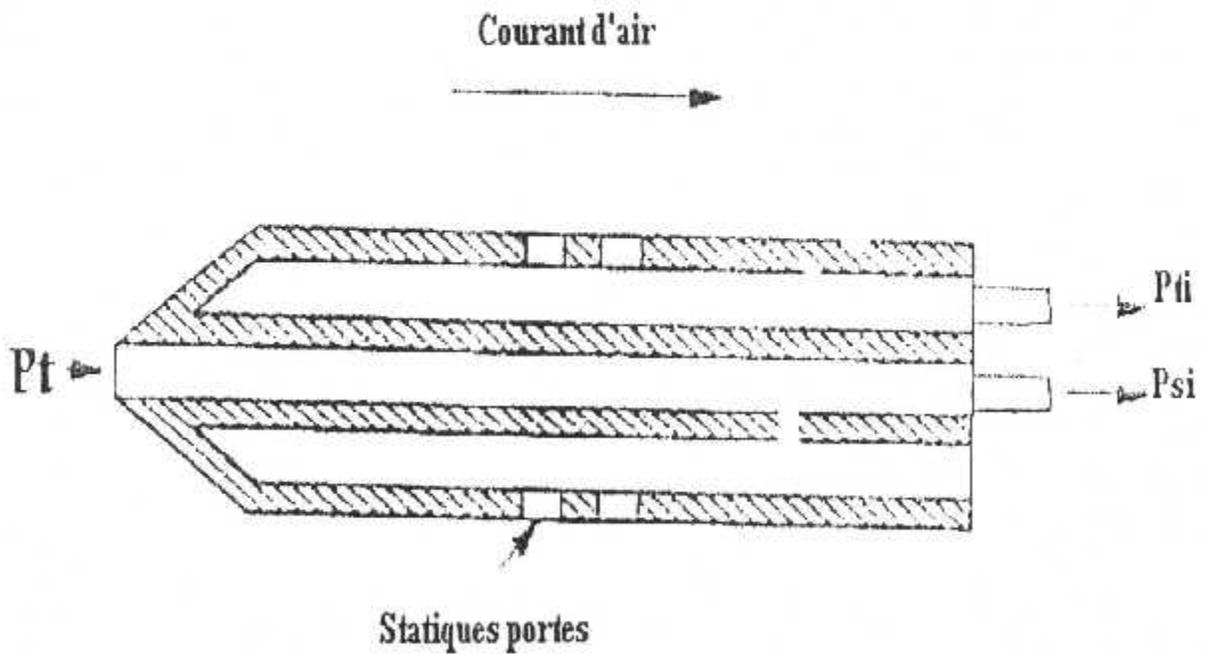


Figure I-6: Prise de pression statique.

I-6- Capteurs de la température totale :**I-6-1- Principe de mesure :**

a) Procédés anciens :

Citons pour mémoire les thermomètres à liquide (Alcool...), à dilatation de métal (bilame à variation de courbure...), à tension de vapeur (sonde à liquide volatile associée à un manomètre).

b) Sonde à variation de résistance :

C'est le procédé actuellement généralisé (Variation de la résistivité ρ d'un conducteur métallique en fonction de sa température θ).

Soit : $\rho = \rho_0 (1 + \alpha \theta + \dots)$

ρ_0 = résistivité pour $\theta = 0$

α = coefficient thermique du métal utilisé

Pour un filament de section s constante et de longueur l , on écrit, la résistance de conducteur (R) :

$$R = \rho l / s.$$

Mesurer la résistance R à chaque instant, revient à mesurer la température à laquelle est soumis le conducteur. Le filament utilisé pourra être un métal pur (argent, platine) ou un alliage, et la variation de résistance est normalisée pour un domaine de variation de température (ex : entre 0 et 100°C, un filament de platine aura une variation de résistance de 100 à 139 Ohms).

Dans les avions modernes la température total est mesurée en utilisant des sondes de la température de fil de platine. L'élément de sensation est un fil de platine fortement pur. Les sondes de platine sont capables d'une précision plus élevée que tous les autres moyens et fonctionnent dans la gamme de -250 à +600 degrés centigrade. Le rapport de la température et la résistance est donné par l'équation de Callender-Van dusen:

$$R_t/R_0 = 1 + \alpha [T - \delta (T/100 - 1) (T/100) - B(T/100 - 1) (T^3/100)]$$

Où :

R_t : est la résistance d'élément à $T^\circ\text{C}$.

R_0 : est la résistance d'élément à 0°C .

α, B, δ : sont des constantes qui doivent être déterminées pour chaque type de sonde.

La plupart des sondes d'avion sont désignées comme des sondes de 50 ohms, qui signifie que la résistance d'élément est 50 ohms à 0 degrés centigrade.

La sonde de la température totale mesure la température d'air ambiant en plus l'élévation de la chaleur résultant par l'air mobile. Une sonde simplifiée de la température totale est montrée dans la figure (I-7). Quand le nombre de Mach est au dessous de 0.2 la température totale est presque égale à la température de l'air ambiante. Comme le nombre de Mach augmente la différence entre la température ambiante et la température totale.

L'augmentation est donnée selon l'équation :

$$\text{Où :} \quad T_t = T_s (1 + 0,2M^2)$$

T_t, T_s : sont les valeurs absolues de la température total et statique.
 M : est le nombre de Mach.

Les sondes de la température sont conçues de sorte que l'air mobile soit apporté pour se reposer à l'élément de platine sans addition ou déplacement de n'importe quelle chaleur, et s'appelle un processus adiabatique.

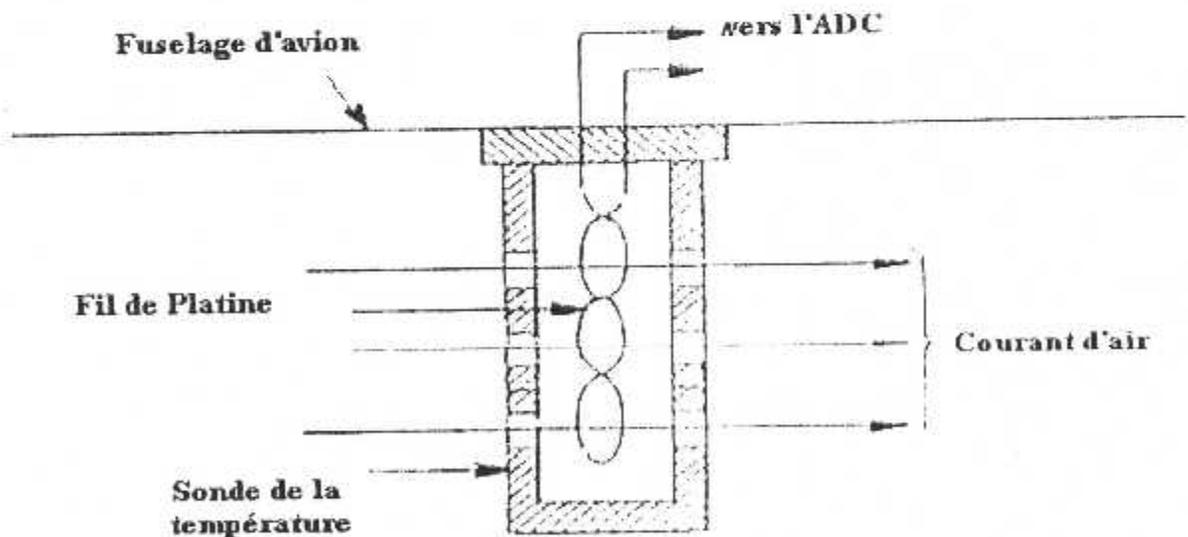


Figure I-7: Sonde de la température totale de l'air

I-7- Capteurs d'angle d'incidence et de dérapage :

Des sondes d'angle d'écoulement sont utilisées pour mesurer les paramètres d'air de l'angle d'attaque, α , et β .

Les angles α et β de l'avion les plus typiques mesurés par des sondes montées afin de dépasser dans le courant d'air. Les sondes sont montées où la perturbation de flux d'air est minimum. Il y a plusieurs types de sondes dans la production. Les deux les plus communs sont la sonde conique et les types de palette (vane).

I-7-1- Principe de mesure :

Le type de palette (Vane) est formé comme une aile et s'aligne avec le courant d'air, vent relatif au moyen de fentes de différence de pression situées du côté ascendant de la sonde. La sonde tournera jusqu'à ce que les pressions dans les fentes supérieures et inférieures soient égales.

$$\alpha_{\text{vraie}} = F \cdot (\alpha_{\text{loc.}})$$

Où :

F : est la fonction de correction adaptée à l'avion et à son plan de vol. (pratiquement, pour une girouette plate à angle vifs $F \approx 1$.)

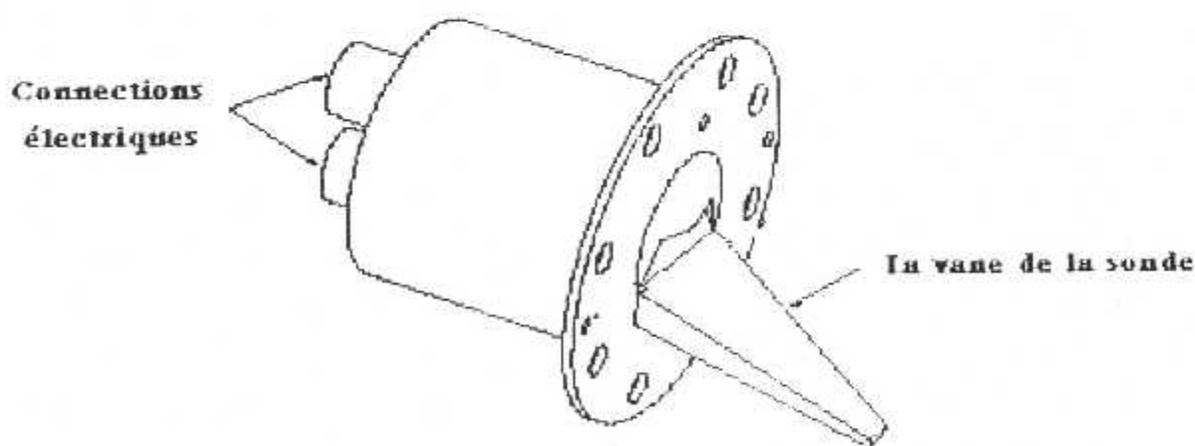


Figure I-7 La sonde d'incidence.

Les deux types des sondes d'angle (de palette et conique) contiennent une récupération électrique qui transmet un signal au DADC en fonction de l'angle d'attaque d'avion ou angle de glissade. En général deux sondes sont montées dans des côtés opposés de l'avion. Le DADC emploie les signaux et fait la moyenne des deux pour réduire au minimum les effets des perturbations locales de circulation d'air d'une seule sonde. Les perturbations de circulation d'air provient de fuselage d'avion causent les erreurs de sonde qui doivent être corrigées pour obtenir de véritables mesures d'angle. Les coefficients de correction sont déterminés pendant les essais de vol et puis les enregistrés dans la mémoire de correction de l'avion du DADC. Quand le programme opérationnel calcule des quantités aérodynamiques les coefficients de correction sont employés pour produire des paramètres aérodynamiques corrigés.

Chapitre III

Simulation des paramètres entrées sorties à l'ADC

Chapitre II : Simulation des paramètres entrées-sorties de l'ADC.

II.1 Atmosphères physiques liées à la centrale aérodynamique :

II.1.1 Introduction :

Cette section présente l'atmosphère physique pendant qu'elle s'applique à la centrale aérodynamique (ADC). Aucune étude des centrales aérodynamiques ne peut être complétée sans savoir quels sont les paramètres atmosphériques qui sont mesurés par une ADC et comment les fonctions de sortie résultantes d'ADC sont calculées. En outre, la connaissance des équations présentées de données aériennes est essentielle pour comprendre les schémas fonctionnels de système ADC.

II.2 Paramètres mesurés par un ADC :

II-2-1 Paramètres d'entrées pneumatique et thermique :

Les entrées pneumatiques et thermiques primaires à un ADC se composent de la pression statique (P_s), et de la pression totale (P_t), et de la température totale (T_t).

II-2-1-1 Pression statique (P_s) :

C'est la pression atmosphérique ambiante. C'est la force par unité de surface exercée par l'atmosphère sur la surface d'un corps au repos relativement à la masse d'air.

II-2-1-2 Pression totale (P_t) :

C'est la somme de la pression statique et la pression d'impact, elle est la force totale par unité de surface exercée par la masse d'air sur la surface d'un corps. La pression totale (P_t) s'appelle parfois la pression pitot.

II-2-1-3 La température totale (T_t) :

C'est la température d'un échantillon de la masse comprimée d'air qui est amenée jusqu'à la vitesse du corps mobile. La température totale est plus grande que la température ambiante par la quantité de la chaleur liée à la compression adiabatique de l'échantillon d'air.

L'ADC obtient la mesure des pressions statiques et totales par le système Pitot/statique de l'avion (Voir figure II-1). La mesure de la température d'un avion mobile est accomplie au moyen d'une sonde de fil de

platine projetant dans le courant d'air (Voir figure II.2). L'élément de platine change de résistance électrique d'une façon très prévisible quand il y a des changements de la température. Ce changement de résistance est converti en signal électrique utilisable et variable proportionnellement à la température de l'air total par l'ADC.

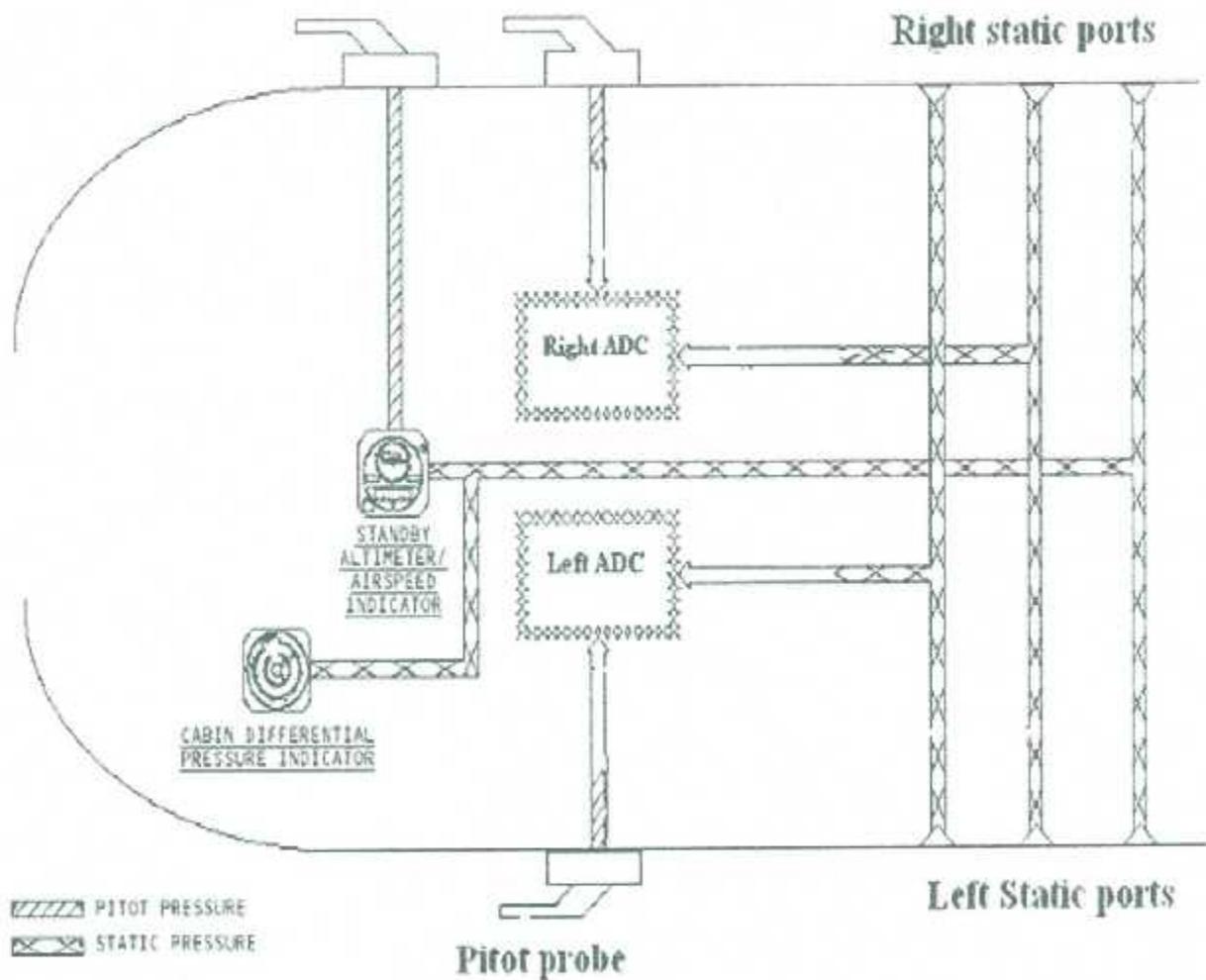


Figure II-1: Système Pitot statique.

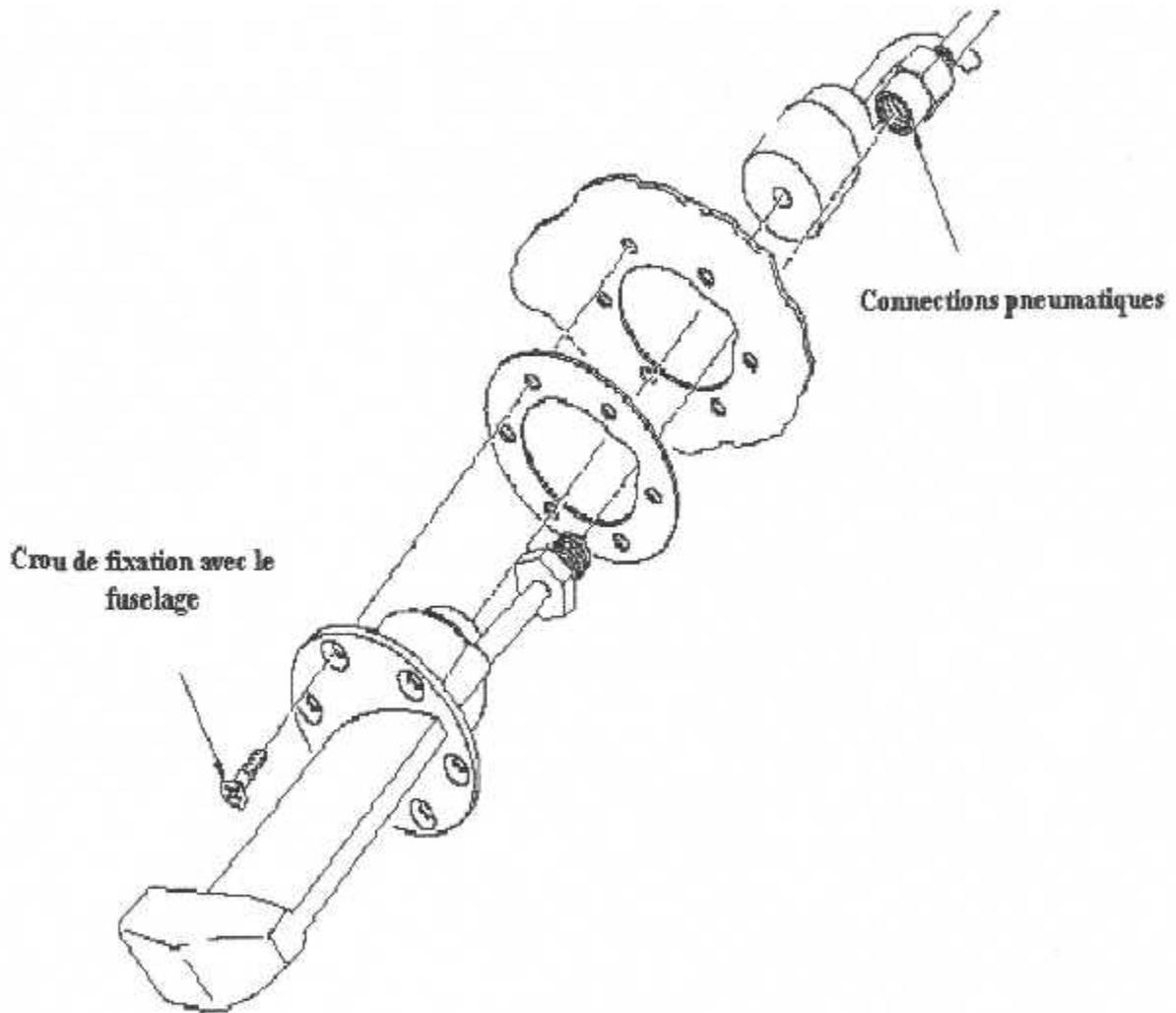


Figure II-2: Sonde de la température totale.

II.2.2 paramètres angulaires :

Deux entrées additionnelles de vol qui peuvent être reliées à une ADC. Ces deux entrées sont l'angle d'attaque (AOA ou α) et l'angle de glissement (SSA ou β).

II-2-2-1 Angle d'attaque (α) :

C'est l'angle entre la direction du vol passant par le centre de la masse de l'avion et l'axe longitudinal de l'avion, mesuré dans un plan d'intersection des axes verticaux et longitudinaux de l'avion (Voir figure II-3).

II-2-2-2 Angle de glissement (dérapage) (β) :

C'est l'angle entre la direction du vol passant par le centre de la masse de l'avion et l'axe longitudinal de l'avion, mesuré dans un plan d'intersection des axes latéraux et longitudinaux de l'avion (Voir figure II-4).

Les entrées d'AOA et de SSA à l'ADC sont habituellement fournies sous forme de signaux (analogues) électriques à courant alternatif ou courant continu.

II.3 L'atmosphère standard :

L'atmosphère standard a été définie la première fois dans les années 1920 aux États-Unis et l'Europe pour satisfaire à un besoin d'étalonnage d'instrumentation d'avion. Les deux développés indépendamment des modèles légèrement différents. Ces différences ont été résolues le 7 Novembre 1952 où l'organisation civile internationale d'aviation (OACI) a adopté une nouvelle atmosphère standard. Le standard est toujours en service aujourd'hui, bien que les données au-dessus de 50.000 pieds aient subi plusieurs révisions. La dernière révision est l'atmosphère standard d'OACI en 1964 (voir figure II-5)

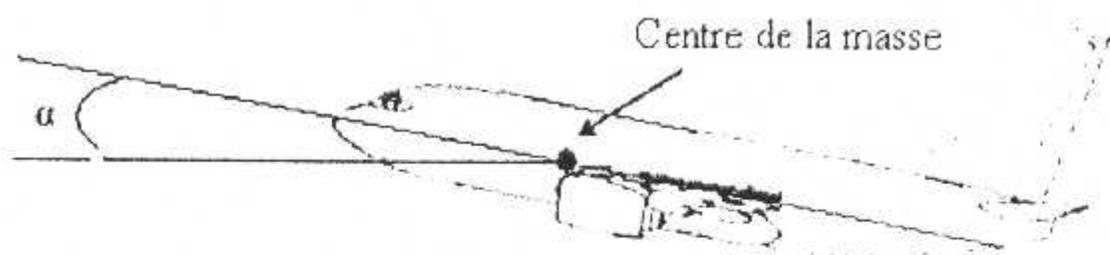


Figure II-3 : Angle d'attaque (α).

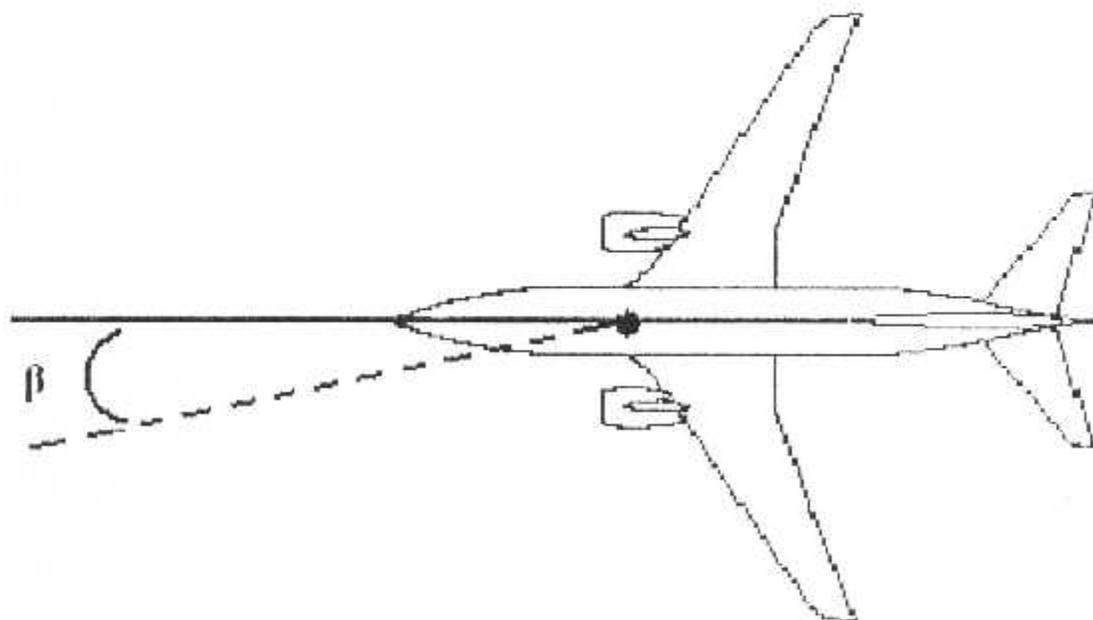


Figure II-4 : angle de dérapage.

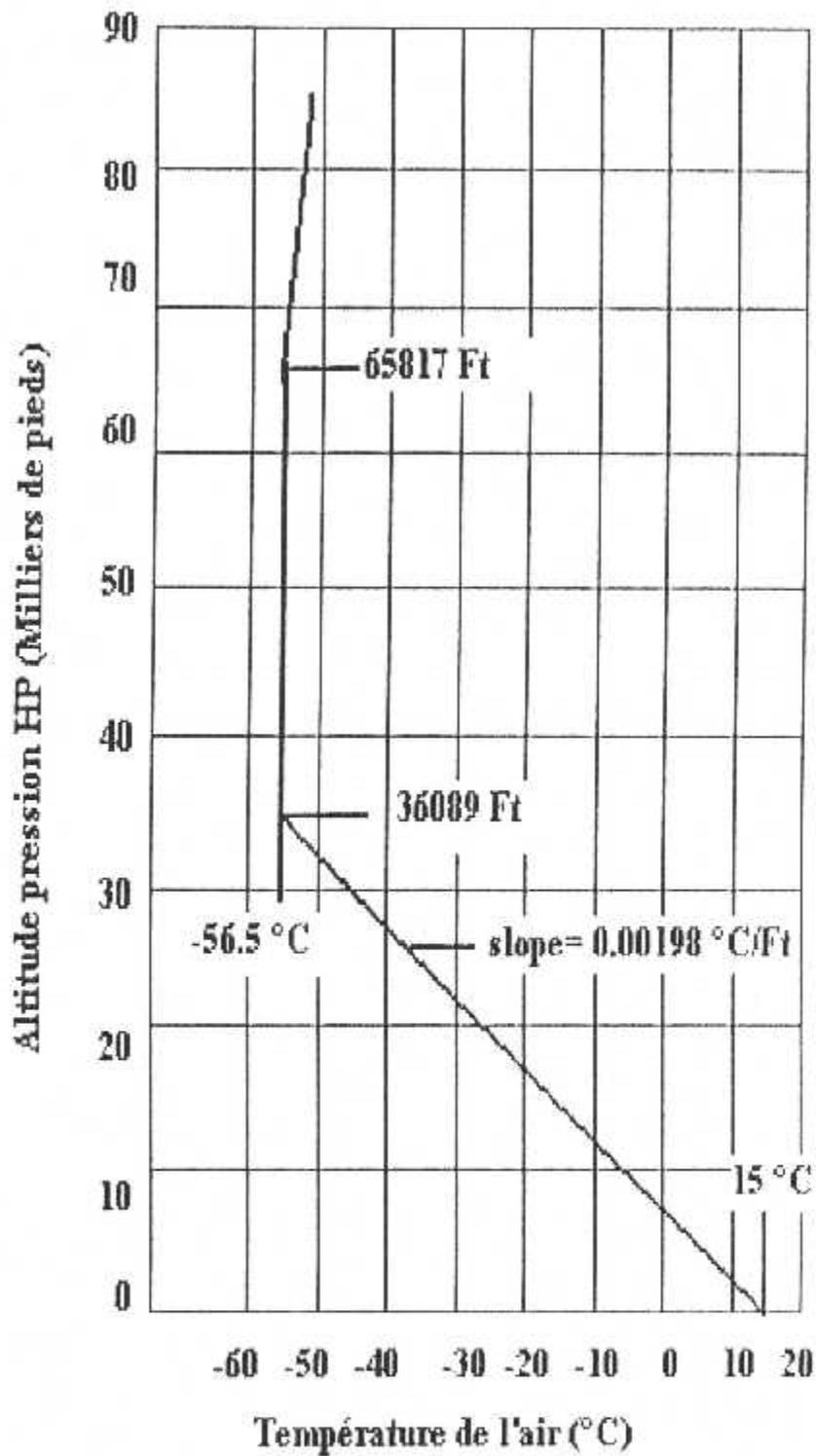


Figure II-5: l'atmosphère standard (OACI 1964).

II-4 Définitions aérodynamiques:

Dans les définitions et les mesures des vitesses de l'air, d'autres termes aérodynamiques sont employés et doivent être compris. Ils sont définis comme suit :

II-4-1 L'altitude:

Depuis le commencement du vol, un des paramètres les plus importants à un pilote a été la mesure de sa position au-dessus de la terre. Cette section définit les diverses limites standard qui définissent l'altitude, discute la mesure de l'altitude, et présente les équations qui définissent

L'atmosphère universelle standard accepté par les normes d'OACI en 1964.

II-4-1-1 Les différents altitudes mesurés à bord de l'avion: (figure II-6)

1) Altitude absolue (Habs) :

L'altitude absolue est la distance au-dessus de la surface de la terre à tout location d'une surface donnée. Par exemple, le dégagement vertical entre un avion et un sommet d'une montagne.

2) Altitude vraie :

L'altitude vraie est la distance absolue au-dessus du niveau de la mer. Ainsi, l'altitude vraie est la somme de l'altitude absolue et l'élévation de la terre au-dessous de l'avion au-dessus du niveau de la mer.

3) Altitude pression (Zp) :

L'altitude pression est La distance dans une atmosphère au-dessus du plan de la pression standard de 1013.23 mbar. L'altitude pression diffère de l'altitude vraie du fait que l'altitude pression ne considère pas les variations de pression élevée et basse ou les variations de la température qui se produisent constamment sur la surface de la terre due aux changements des phénomènes météorologiques. Quand l'avion est dans un secteur à haute pression (pression au niveau de la mer plus grande que 1013.23 mbar). L'altitude pression indiquée sera moins que l'altitude vraie.

L'altitude pression est la dérivé de l'équation de loi de gaz parfait (1) l'équation hydrostatique (2) ci-dessous :

$$\rho = M P_s / R^* T \quad \text{---} \quad \text{► (1)}$$

$$d P_s = - \rho g dZ \quad \text{---} \quad \text{► (2)}$$

Où :

ρ = Densité de gaz (air)

M = Poids moléculaire moyen d'air (constante assumée)

P_s = Pression atmosphérique (pression statique)

R^* = Constante universelle de gaz.

T = Température statique de l'air (absolue).

g = gravité.

Z = Altitude géométrique.

La combinaison des équations (1) et (2) résulte dans :

$$P_s / P_s = - (Mg / R^* T) d Z \quad \text{---} \quad \text{► (3)}$$

Ce qui contient trois variables indépendantes : Z , t , g . Dans la gamme des altitudes de notre intérêt, la pesanteur (g) peut être considérée constante (g_0) avec une petite erreur.

La température de l'air, cependant, a un effet direct sur l'équation, il est définie par l'organisation internationale d'aviation civile (OACI) en fonction de la distance. L'équation (3) peut être décrite, en utilisant les définitions ci-dessus, comme :

$$d P_s / P_s = - (Mg_0 / R^* T) d H_p \quad \text{---} \quad \text{► (4)}$$

Où :

g_0 = Pesanteur standard au niveau de la mer (latitude 45°).

T = Température de l'air statique comme définie par OACI.

H_p = Altitude pression.

Quand cette équation (4) est résolue pour la H_p , trois fonctions résultent en raison de la discontinuité de la température de l'atmosphère standard. Les

Chapitre II Simulation des paramètres entrées-sorties de l'ADC.

équations suivantes sont des fonctions de pression statique et sont compatibles avec les techniques de calcul de données aériennes.

$$H_p = 145,442 [1 - (P_s/29,9213)^{0,19026}] \longrightarrow (5) ; H_p < 36,089 \text{ pieds.}$$

$$H_p = 36,089 - 20,806 [\ln(P_s/6,68324)] \longrightarrow (6) ; 36,089 \leq H_p < 65,617 \text{ pieds}$$

$$H_p = 65,617 - 710,794 [1 - (P_s/1,61673)^{0,029271}] \longrightarrow (7) ; 65,617 \leq H_p < 104,987 \text{ pieds}$$

Où :

H_p : est en pieds.

P_s : est en pouces de mercure.

La variation de la pression statique ne fonction de l'altitude est montrée dans la figure II-7.

L'atmosphère standard est le résultat des mesures mondiale extensives de la température en fonction de l'altitude, et représente la condition moyenne. Les conditions du niveau standard de la mer sont pour 45 degrés de latitude du nord. La température réelle rarement assortit les conditions standard, ainsi l'altitude mesurée (H_p) n'est pas la distance réelle au-dessus du niveau de la mer.

Cependant, la séparation verticale entre les avions dans une position proximité est maintenue parce que toutes les nations du monde ont adopté le modèle de l'atmosphère d'OACI.

4) Altitude corrigée par Baro (H_{bc}):

L'altitude corrigée par Baro est l'altitude pression (H_p) corrigée pour la différence entre la pression barométrique standard et réelle. Cette correction donne la plus grande altitude exacte exigée pour des manœuvres de basse altitude. La correction peut être faite par l'ADC ou l'altimètre, et exige une entrée manuelle en termes d'altitude en plaçant l'indication (ASI-in Hg ou millibars) à la position du vol de basse altitude. ASI est dérivé de la différence entre l'altitude réelle (distance par rapport à la piste) et la pression barométrique exprimée en distance. Après, la différence est convertie en unités de pression au niveau de la mer et ajoutée (ou soustraite) à 29,92 in Hg (1013mb). L'altitude barométrique corrigée rapproche l'altitude vraie. La seule différence c'est seulement parce que l'atmosphère actuel jamais assortit exactement au modèle de l'atmosphère standard de l'OACI.

5) Taux d'altitude (dHp/dt) :

Le taux d'altitude est la dérivé par rapport au temps de l'altitude pression et est habituellement exprimé en pied par minute. Le taux d'altitude est désigné également sous le nom de la vitesse ou le taux verticale.

6) Erreurs de prise d'altitude (ΔH_p) :

C'est la différence entre l'altitude pression (Hp) et l'altitude de référence qui doit être tenue par le système de commande de l'avion.

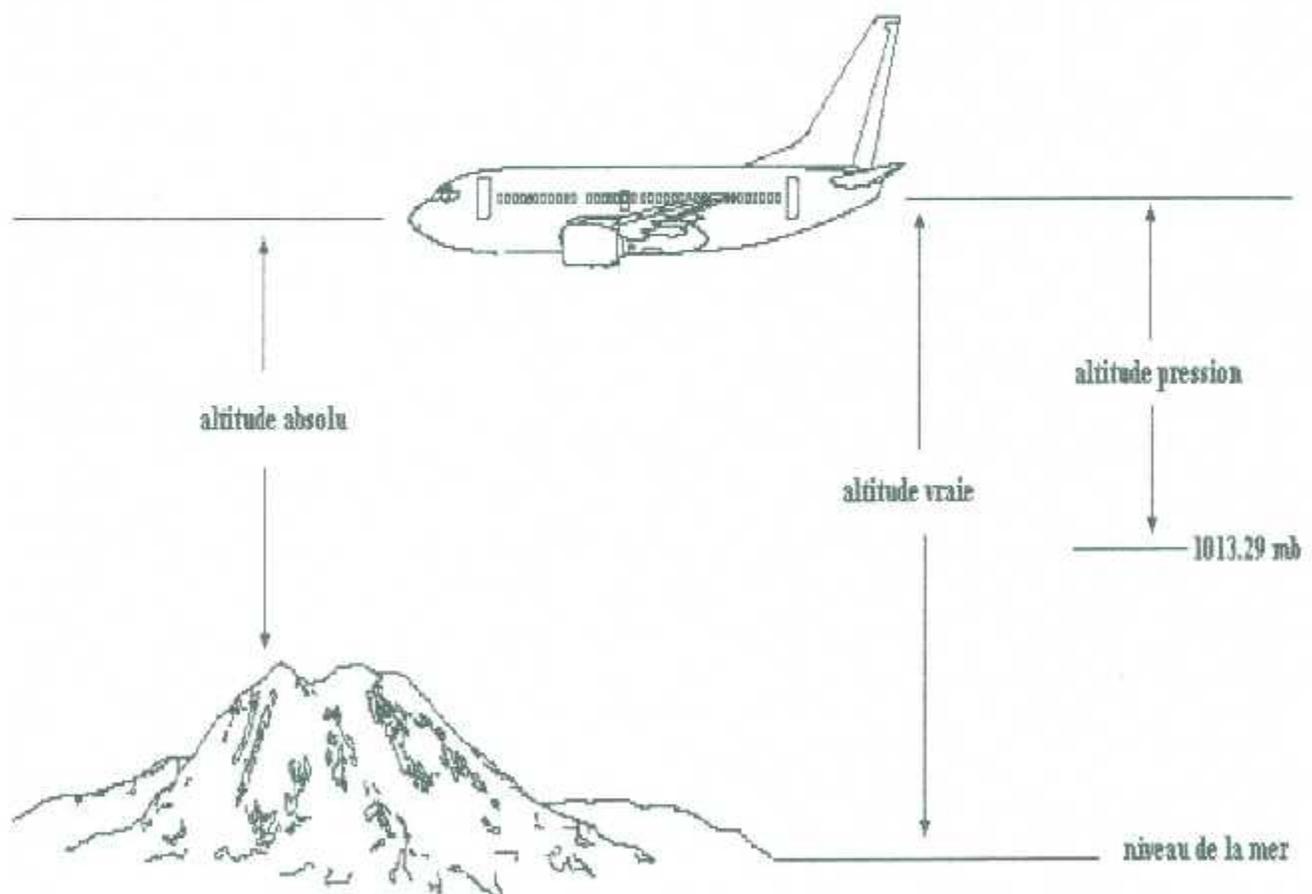


Figure II-6: Les différents altitudes mesurés à bord de l'avion.

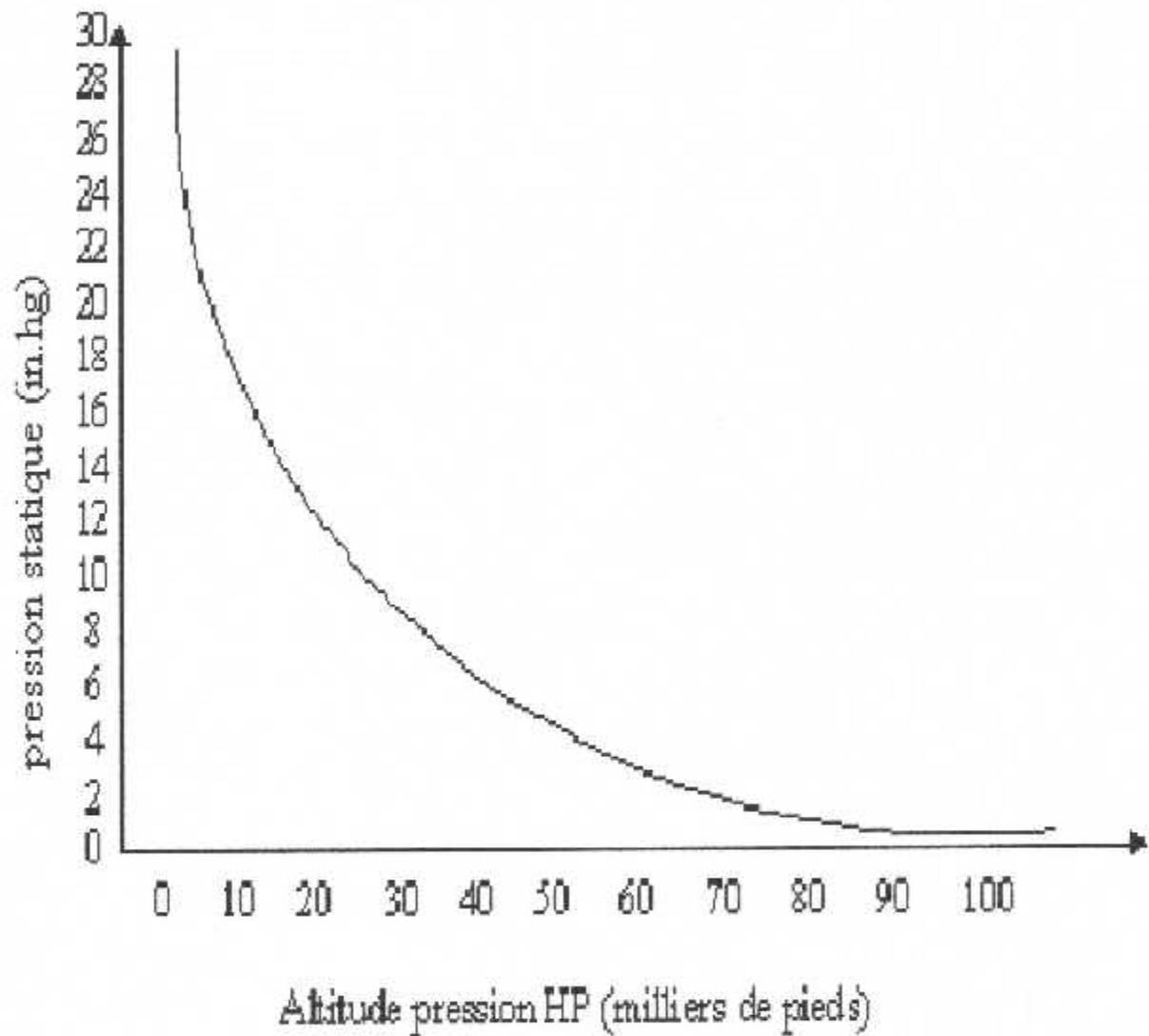


Figure II-7: variation de la pression statique en fonction de l'altitude.

II-4-2 La vitesse de l'air (anémométrique) :

Dans l'étude des centrales aérodynamiques, plusieurs différentes limites de vitesse anémométrique sont produites, souvent résultant la confusion à moins que le type exact de vitesse anémométrique soit indiqué et compris. Un ensemble de symboles, de définitions, et d'équations qui ont été acceptées comme standard sont présentées dans cette section.

II-4-2-1 Définitions de la vitesse de l'air :

Les définitions suivantes des paramètres de vitesse anémométrique sont données.

1) La vitesse de l'air indiquée (Vi) :

C'est la vitesse indiquée par un indicateur de vitesse de l'air de différence de pression calibré aux formules standard reliant la vitesse de l'air aux pressions Pitot-statique. La vitesse de l'air montrée dans cet indicateur est calculée à partir de système des pressions de Pitot et statiques, il est incorrecte pour des erreurs d'installation et de position.

2) La vitesse de l'air vraie (Vt ou TAS):

C'est la vitesse du centre la masse de l'avion dans l'air ambiant par lequel il passe.

La Vitesse de l'air vraie est la vitesse du centre de gravité de l'avion, qui prend compte de la masse d'air par laquelle il passe.

La (Vt) peut être calculé de l'équation (8) en utilisant la pression totale (Pt), pression statique (Ps), et densité d'air (ρ).

Une méthode plus simple de déterminer la vitesse anémométrique vraie est avec le nombre de Mach et la vitesse du bruit. Des équations (12) et (13) reliant ces paramètres sont répétées ci-dessous :

$$M = Vt/a \text{ OU } Vt = Ma \text{ } \longrightarrow \text{ (12)}$$

$$a = [\gamma Ps/\rho]^{1/2} \text{ } \longrightarrow \text{ (13)}$$

La vitesse du bruit (a) est seulement une fonction de température de l'air statique comme peut être montrée par l'équation la substitution (18) dans (13) :

$$a = [(\gamma P_s) (P_o T_s / \rho_o P_s T_o)]^{1/2} = (T_s \gamma P_o / T_o \rho_o)^{1/2} \longrightarrow (19)$$

Combinant des équations (12) et (19) on aura :

$$V_t = (\gamma P_o / T_o \rho_o)^{1/2} (T_s)^{1/2} M = KM (T_s)^{1/2} \longrightarrow (20)$$

Où K est une constante.

3) La vitesse de l'air calculée (conventionnelle) (Vc ou CAS) :

C'est la vitesse de l'air liée à la différence de pression par les formules de vitesse de l'air standard (9-11).

Aux conditions du niveau de la mer standard, la vitesse de l'air calibrée et la vitesse de l'air vraie sont égales. La vitesse de l'air calculée peut être considérée comme vitesse de l'air indiquée, corrigée pour des erreurs d'instrument et d'installation. Elle s'appelle parfois vraie vitesse indiquée de l'air (True air speed indicated).

La vitesse de l'air calculée est une fonction de données aériennes liée à la pression d'impact (Qc).

Pour les vitesses de l'air subsoniques, Vc est dérivée de la formule adiabatique standard des **Bernoulli** pour l'écoulement compressible :

$$P_t = P_s [1 + (\gamma - 1) / 2 \gamma \rho / P_s V_t^2]^{1/\gamma - 1} \longrightarrow (08) ; V_t \leq a.$$

Où :

Pt = pression totale.

Ps = pression atmosphérique (pression statique).

γ = rapport spécifique de la chaleur pour l'air (constant).

ρ = densité de gaz (air).

Vt = vitesse de l'air vraie.

Depuis **Qc = Pt - Ps**, **a = (\gamma Ps / \rho)^{1/2}**, et le fait que Vc est basé sur des états standard de niveau de la mer (pour lequel Vc = Vt), la dernière équation peuvent être réécrits comme suit :

$$Q_c = P_o [(1 + (\gamma - 1) / 2 (V_c / a_o)^2)^{1/\gamma - 1} - 1] \longrightarrow (9) ; V_c \leq a.$$

Où :

Le 0 souscrit dénote les valeurs standard de niveau de la mer définies par l'atmosphère standard (1964 d'OACI).

Chapitre II Simulation des paramètres entrées-sorties de l'ADC.

Pour la gamme supersonique ($M > 1$) où une onde choc normale se produit en avant du tube de Pitot, la relation pour la pression totale derrière l'onde choc normale est :

$$P_t = (1 + \gamma) / 2 \gamma \rho V t^2 [((\gamma + 1)^2 / \gamma \rho / P_s V t^2) / 4 \rho / P_s V t^2 - 2(\gamma - 1)]^{1/\gamma - 1} \rightarrow (10) ; V t \geq a.$$

En utilisant les rapports $Q_c = P_t - P_s$, $a = (\gamma P_s / \rho)^{1/2}$, et l'état standard de niveau de la mer de sorte que $V_c = V t$, la dernière équation peut être réécrite comme suit :

$$Q_c = (1 + \gamma) / 2 \gamma (V_c / a_0)^2 P_0 [(\gamma + 1)^2 / 4 \gamma - 2(\gamma - 1) (a_0 / V_c)^2]^{1/\gamma - 1} - P_0 \rightarrow (11) ; V_c \geq a_0$$

L'équation (9) et (11) sont les équations standard employées pour calculer V_c à partir de la pression d'impact (Q_c).

4) Une vitesse de son (a) :

C'est la vitesse de propagation des ondes de son dans l'air ambiant. La vitesse de son est proportionnelle à la racine carrée de la température statique dans l'atmosphère dans la quel un avion est en vol ($a = K T_s^{1/2}$).

5) Taux de vitesse de l'air :

Le taux de vitesse de l'air est le dérivé par rapport au temps de la vitesse de l'air calibrée et est habituellement exprimé en nœuds par minute. Le taux de vitesse de l'air est un terme d'accélération.

6) Erreurs de prise de vitesse de l'air :

L'erreur de prise de vitesse de l'air est la différence entre la vitesse de l'air calibrée (V_c) et la vitesse de l'air de référence qui doit être tenue par le système de commande de l'avion.

II-4-3) Le mach:

II-4-3-1 Le nombre de mach:

C'est le rapport de la vitesse de l'air vraie à la vitesse du son dans certaines condition de vol. C'est le critère du modèle de flux d'air

Le Nombre de Mach est le rapport de la vitesse de l'air vraie à la vitesse du son à certaines conditions de vol.

$$M=Vt/a \text{ ou } Vt=Ma \longrightarrow (12)$$

Où

Vt est vitesse de l'air vraie et (a) est la vitesse du son, exprimée comme suit :

$$a = [\gamma P_s/\rho]^{1/2} \longrightarrow (13)$$

En combinant l'équation (12) avec (13) et en remplaçant Vt dans l'équation subsonique (8), nous avons :

$$P_t/P_s = [(1+\gamma/2 M^2)^{\gamma/\gamma-1}] \longrightarrow (14) ; , M \leq 1.$$

De même pour l'équation supersonique (10), nous avons :

$$P_t/P_s = (1+\gamma)/2 (M)^2 [(\gamma+1)^2 M^2 / 4\gamma(M^2-2) (\gamma-2)]^{1/1-\gamma} \longrightarrow (15) ; M \geq 1$$

L'équations (14) et (15) ci-dessus sont les équations standard utilisées au calcul de nombre de Mach. Le rapport de M à P_t/P_s est exprimé graphiquement dans la figure II.8.

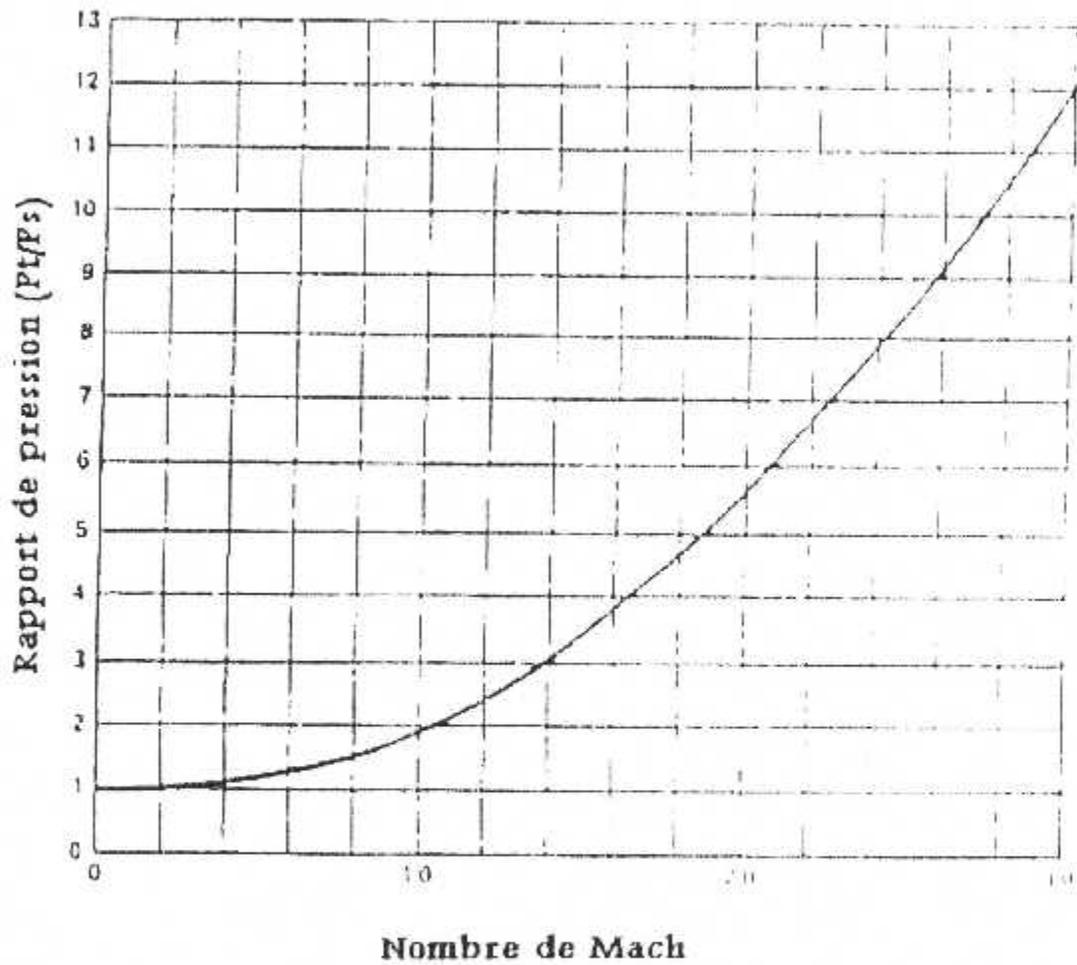


Figure II-8: variation du rapport de pression (P_t/P_s) en fonction de nombre de mach.

II-4-3-2 Taux de Mach (M) :

Le taux de Mach est la dérivée par rapport au temps de nombre de Mach, il est exprimé en Mach par minute. Le taux de Mach est un terme d'accélération.

7) Erreurs de prise de Mach (ΔM) :

L'erreurs de prise de Mach (ΔM) est la différence entre le nombre de Mach (M) et le nombre de Mach de référence qui doit être tenu par le système de commande de l'avion.

II-4-4 La pression:

II-4-4-1 La Pression dynamique (q):

La pression dynamique c'est la force par l'unité de surface exigée pour apporter un fluide (incompressible) idéal au repos. Elle est définie en tant qu'un demi du produit de la densité de masse du fluide et le carré de la vitesse relative du fluide ($q=1/2 \rho V^2$).

II-4-4-2 La pression d'impact:

C'est la force par l'unité de surface exigée pour apporter l'air mobile pour se reposer. C'est la pression exercée en un point immobile sur la surface d'un corps dans un mouvement relative à l'air, et est égal à la pression totale moins la pression statique ($P_t - P_s$).

Aux vitesses moins que $M=0,3$ la pression d'impact et la pression dynamique sont presque identiques. Pour les vitesses plus élevées, les deux sont différentes en raison de la compressibilité d'air. La différence est que la pression dynamique est une définition idéale qui s'applique à un fluide incompressible, tandis que la pression d'impact est la pression réelle subi par le corps dans le mouvement, elle tient compte de la compressibilité d'air.

II-4-4-3 Erreur de pression (ΔP) :

L'erreur de pression est la différence entre la pression indiquée (pression de la sonde) et la pression statique correcte. L'erreur de pression est de même une fonction d'endroit d'emplacement de la sonde et de turbulence d'air. Une équation typique est présentée ci-dessous et est applicable à la pression statique ou totale.

$$\Delta P = (Ri, \alpha L, Pi) = [K_5 + K_6 Ri + K_7 L + K_8 Ri \alpha L] Pi \longrightarrow (22)$$

Où :

Ri est un fonction non corrigé du nombre de Mach

αL est l'angle d'attaque local

k_i sont des constantes, et **pi** est la pression d'entrée de la sonde (**Ps** ou **P0**).

Toutes les constantes liées à l'équation sont déterminées par expérience pendant l'essai en vol du type d'avion.

II-4-5 La température statique de l'air (Ts ou SAT) :

C'est la température ambiante de la masse d'air calme dans laquelle l'avion est en vol et s'appelle parfois la température de l'air libre. Bien que le **Ts** n'est pas un paramètre de vitesse de l'air, il est discuté ici parce que des **Ts** est employés pour calculer le paramètre de vitesse, la vitesse de l'air vrai. La mesure directe des **Ts** n'est pas possible parce que, comme l'échantillon d'air est mené pour se reposer (relativement à l'avion), elle est comprimée et donc à température élevée. En fait, si la compression adiabatique est complète, la température est la température totale (**Tt**) définie précédemment.

$$Ts = Tt / (1 + 0,2M^2) \longrightarrow (16)$$

Puisque des sondes de la température ne sont pas toujours conçues pour des caractéristiques adiabatiques parfaites, une limite d'erreur appelée la constante de rétablissement (η) est habituellement prise en considération dans l'équation de **Ts**. la constante de rétablissement compense la perte de la chaleur de la sonde par l'air et à la peau de l'avion.

$$Tt = Tp / (1 - \eta) + k \longrightarrow (17)$$

Où : **Tp** est la température de sonde et le (**k**) réels tient compte de la chaleur appliquée à l'encliv pour dégivrer. Le rétablissement constant (η) est en général petit, il est fonction du nombre de Mach. La substitution de l'équation (17) dans (16) et employer une fonction de Mach pour (η) crée une équation encombrante pour des **Ts** et ne sera pas présentée ici. La considération importante développée est le fait que les **Ts** est seulement une fonction du nombre de la température et de Mach de sonde.

II-4-6 Rapport de densité (δ):

Le rapport de densité est la densité d'air à une condition de vol spécifique divisée par la densité au niveau de la mer dans des conditions standard.

Encore, cette fonction n'est pas un paramètre de vitesse anémométrique, mais

il est discutée ici pour l'usage en calculant la vitesse anémométrique vraie. La densité d'air est une fonction de la pression statique et de la température de l'air statique en tant qu'exposition par :

$$\rho = \rho_0 (P_s / P_0 \cdot T_0 / T_s) \longrightarrow (18)$$

où :

ρ = densité d'air.

ρ_0 = densité d'air de niveau de la mer aux conditions standard (constantes).

P_s = Pression statique au niveau de mer aux conditions standard

(constantes).

T_s = Température statique de l'air

T_0 = Température statique de l'air niveau de mer aux conditions standard

(constantes).

$$\delta = \rho / \rho_0 = T_0 / P_0 \cdot P_s / T_s \longrightarrow (18 A)$$

II-4-7 Angle d'attaque vraie (α_T) :

L'angle d'attaque vraie est l'angle entre la direction de l'avion et ses Axes longitudinaux.

α_T est principalement une fonction du type de sonde d'angle d'attaque et l'angle d'attaque local. La sortie de la sonde est influencée par la turbulence d'air en fonction du nombre de Mach.

Ce qui suit est une équation α_T typique.

$$\alpha_T = K_1 + K_2 M + K_3 \alpha_L + K_4 M \alpha_L \longrightarrow (21)$$

Où :

α_T et α_L sont en degrés et les k sont des constantes, et la valeur des constantes aussi bien que le général de l'équation sont unique à chaque type d'avion.

II-4-8 VMO – MMO :

La centrale aérodynamique peut surveiller le dépassement des limitations VMO-MMO et réaliser l'alarme automatique, le calcul de VMO étant effectué en fonction de l'altitude

II-5 Correction d'erreurs de source :

Le développement des équations dans les paragraphes précédents a supposé que les paramètres mesurés étaient exacts et n'a eu aucune erreur (prévisible) systématique. Dans la pratique, ce n'est pas le cas. Les erreurs existent dans l'anémométrie et Angle -de- Attaque des sondes dues aux perturbations inévitables d'air à leurs endroits.

II-6 Fonctions des sorties de la centrale aérodynamique :

Les sorties à partir d'une centrale aérodynamique peuvent comprendre les paramètres calculés développés aux pages précédentes et à n'importe quelle combinaison mathématique. Le signal résultant peut être analogue (C.A. ou C.C), numérique (périodique ou parallèle) et discret (tension ou courant). Ce qui suit est une liste de sorties typiques de l'ADC.

HP = altitude pression

Hbc = altitude pression barométrique corrigée

Ps = pression statique

Ps/Po = rapport de pression statique

·Hp· = taux d'altitude pression

ΔHp = erreur de prise de l'altitude pression

Pt = pression totale (Pitot)

Qc = pression d'impact (différentiel)

·Vc· = vitesse anémométrique calibrée

Vc = Taux de vitesse anémométrique calibrée

ΔVc = l'erreur de prise de vitesse anémométrique calibrée

Pt/Ps = rapport de pression (fonction de Mach)

Ps/Pt = rapport de pression (fonction de Mach)

M = Nombre de Mach

·M· = Taux de nombre de Mach

ΔM = erreur de prise de Mach

Tt = La température de totale

Ts = température statique de l'air

δ = rapport de densité (air)

ρ = densité d'air

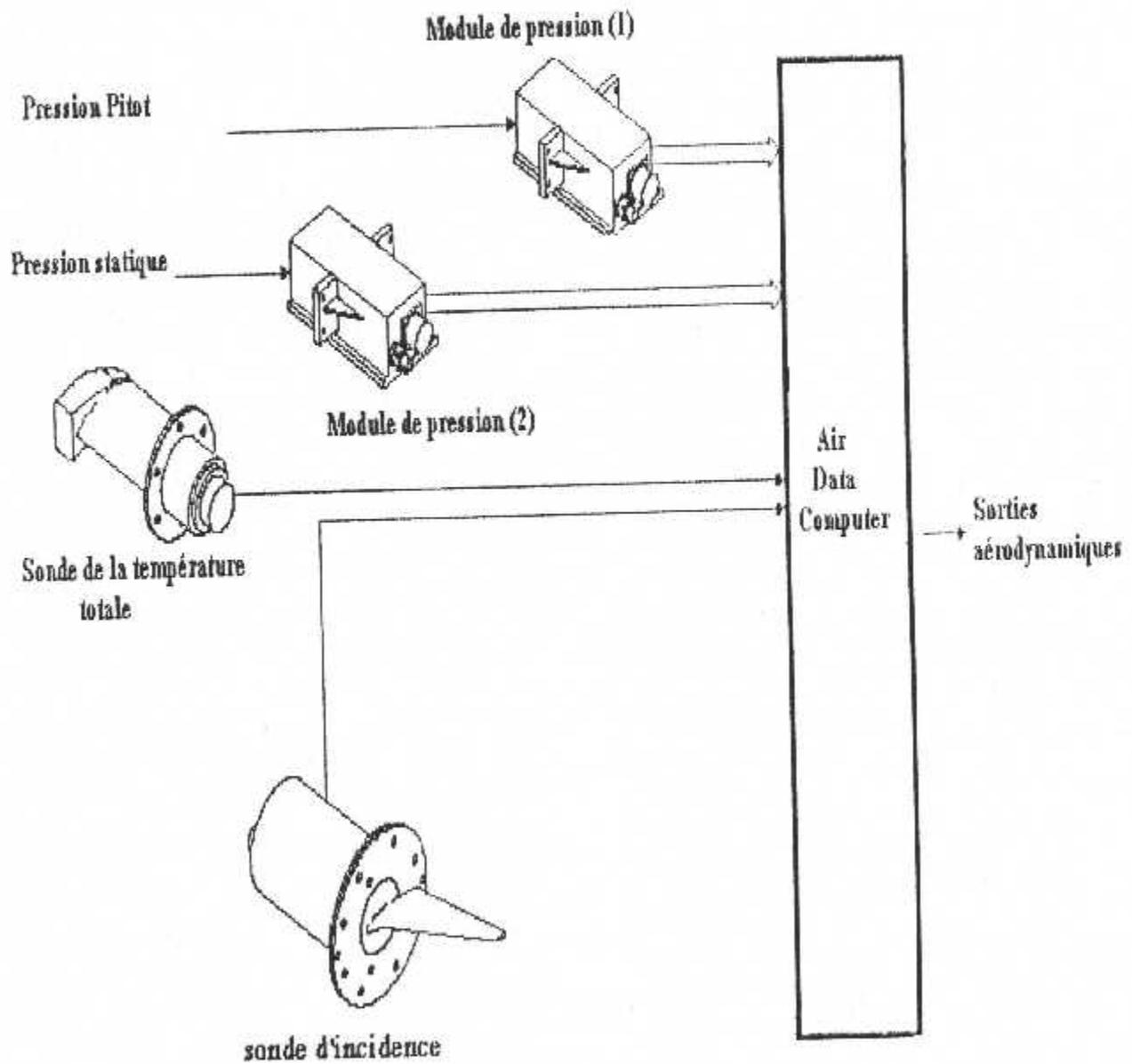
Vt = Vitesse anémométrique

a = vitesse de son (en air)

αL = local Angle d'attaque

αT = Angle -de- Attaque vraie.

II-6-1 Schéma synoptique de l'ADC.



Chapitre II Simulation des paramètres entrées-sorties de l'ADC.

II-7 : la simulation:

II-7-1 Présentation du matériel /SOFTWARE :

Le programme est développé sur un micro-ordinateur, PC, compatible de type PENTIUM III

Le logiciel utilisé pour la programmation de cette partie simulation est le MATLAB version 5.3.

II-7-2 Objectif du travail :

Dans cette partie, on va réaliser une simulation d'un plan de vol d'un aéronef ayant deux phases :

A-La première phase :

Monté avec une vitesse conventionnelle constante jusqu'à atteindre un mach égal à 0.82.

B -La deuxième phase :

Continuer la montée avec la valeur de mach égal à 0.82 jusqu'à l'obtention d'une altitude pression (Z_p) égal à 35000 pieds.

Les courbes suivantes présentent la relation entre la l'Altitude pression et les différentes paramètres :

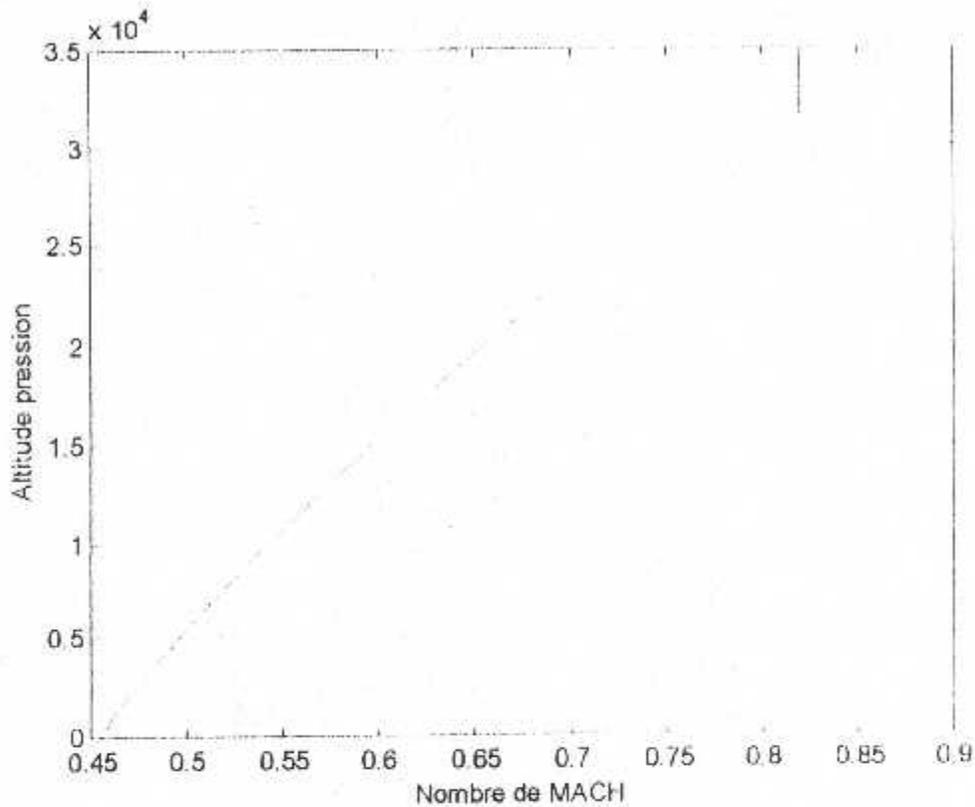


Figure II-9 : le Nombre de MACH en fonction de l'Altitude pression.

- Commentaire :

Première phase :

On voit que le nombre de MACH augmente proportionnellement avec l'augmentation de l'Altitude pression.

Deuxième phase :

A Partir de la deuxième phase, où le nombre de MACH reste constant, on remarque que la courbe reste stable.

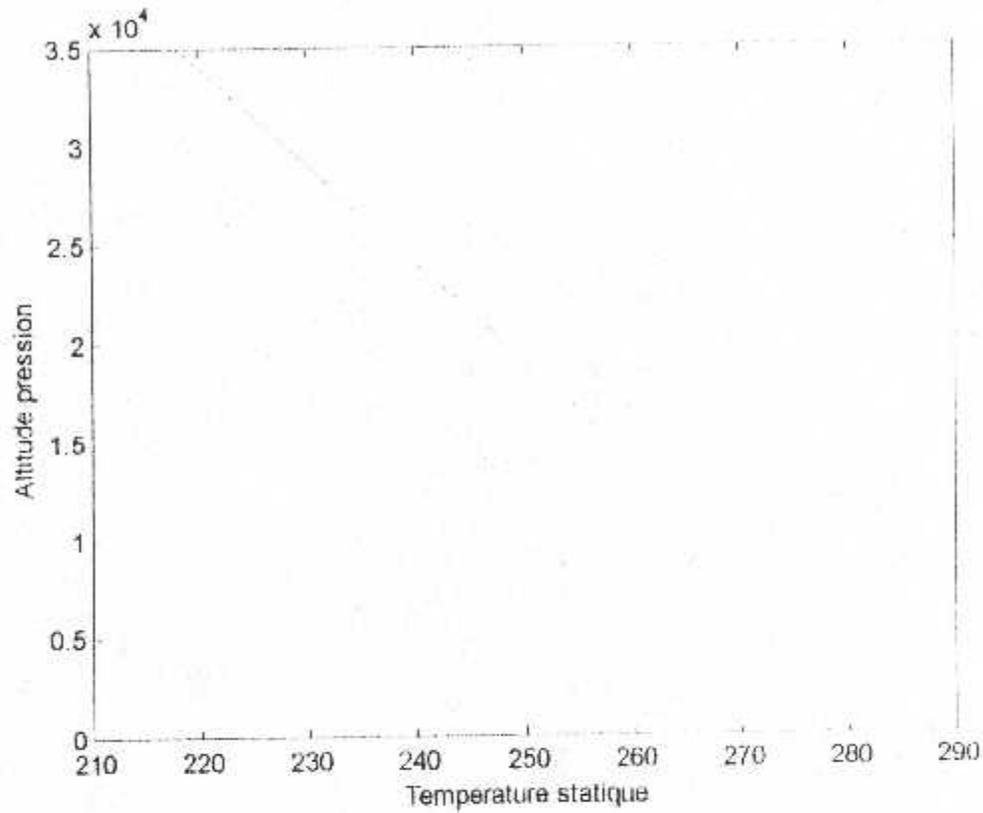


Figure II-10 : la température statique en fonction de Z_p .

• **Commentaire :**

Pour les deux phases de la montée, chaque fois l'altitude pression augmente la température diminue.

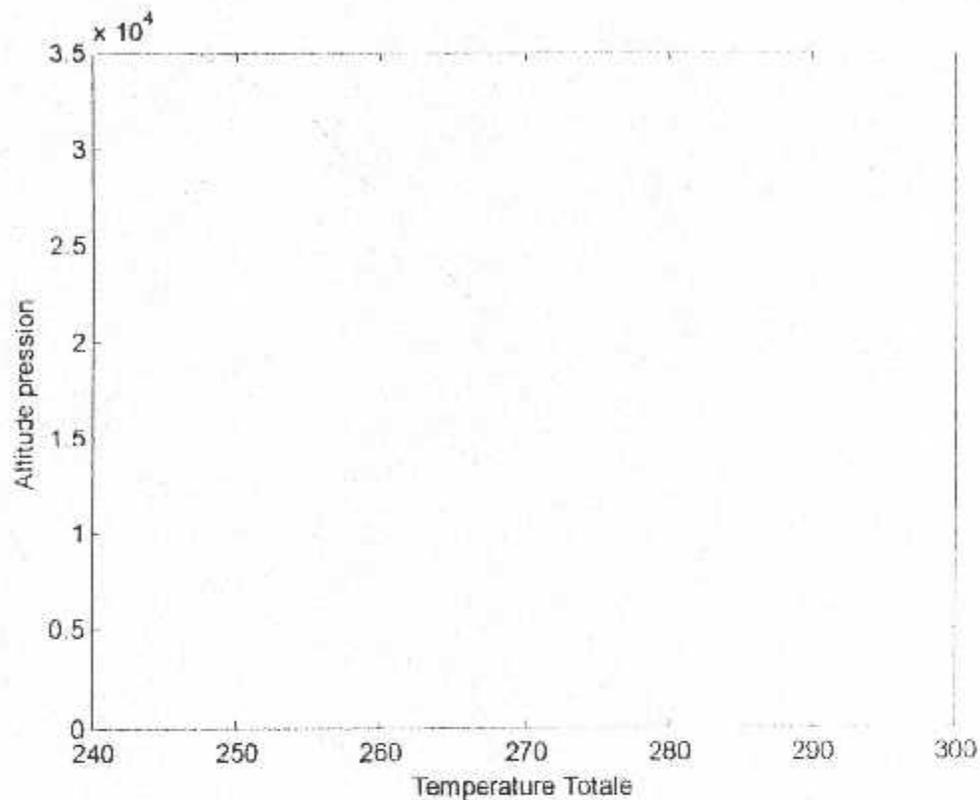


Figure II-11 : la température totale en fonction de Z_p .

• Commentaire :

La même chose pour la température totale, chaque fois l'altitude pression augmente la température totale diminue.

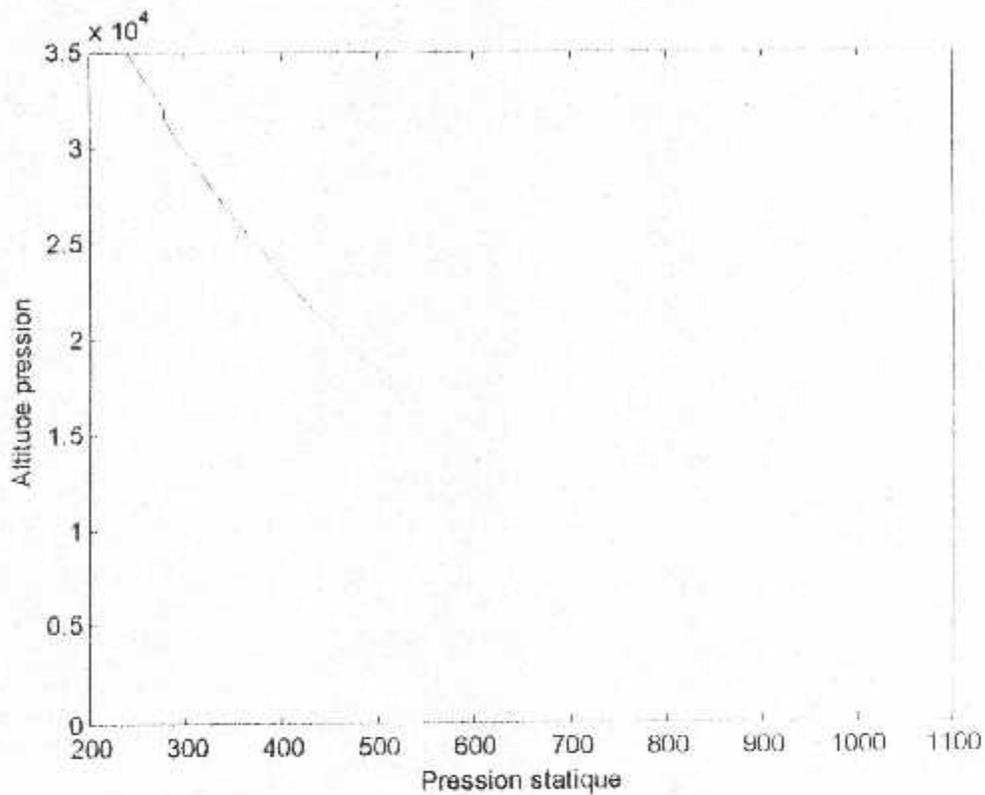


Figure II-12 : la pression statique en fonction de Z_p .

- Commentaire :

A partir de la courbe nous constatons, que la pression statique diminue inversement avec l'augmentation de l'Altitude pression, dans les deux phases de la montée.

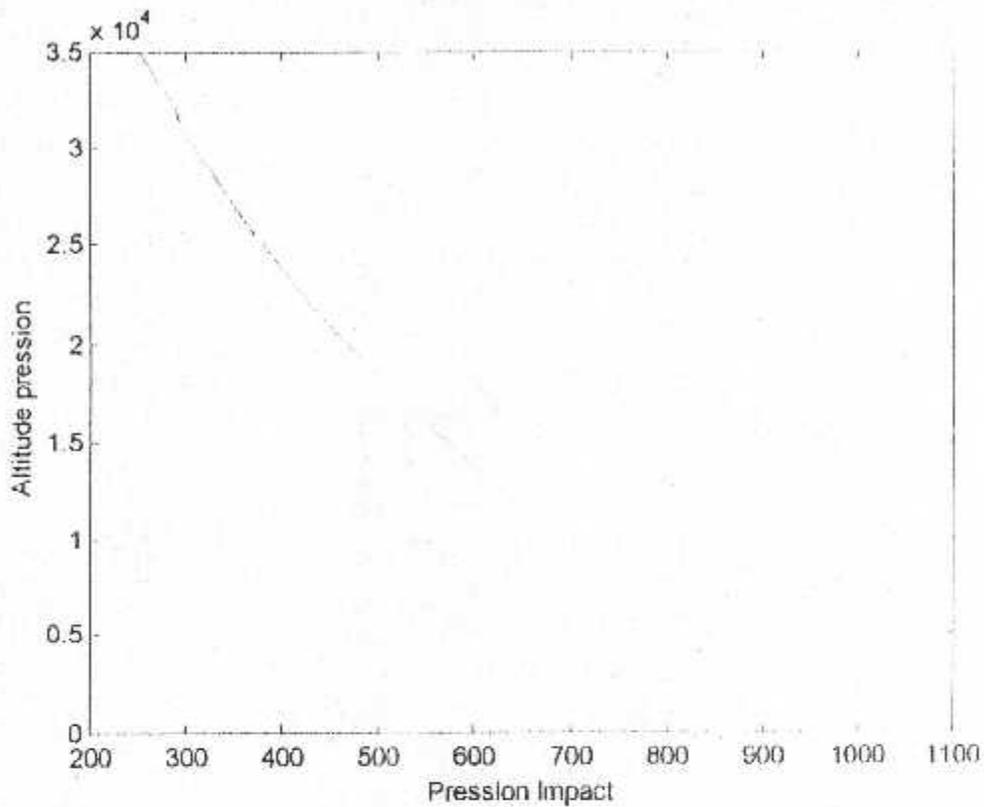


Figure II-13 : la pression Impact en fonction de Z_p .

- **Commentaire :**

La même chose pour la pression Impact, la pression Impact diminue inversement avec l'augmentation de l'Altitude pression, dans les deux phases de la montée.

Chapitre III

Les interfaces de l'ADC.

Chapitre III :**Interface de la carte au circuits d'ARINC 429, CCA ,A6****III-1-1 Description :**

L'interface du circuit de la DADC avec ARINC, CCA A6, se compose d'une carte électronique, de microcircuits, de composants discrets et de deux prises électriques qui fournissent des données à d'autres circuits de la DADC.

III-1-2 Vue d'ensemble de l'interface d'ARINC :

L'interface CCA A6 fournit des données à vitesse réduite à l'ARINC 429 et réalise l'interface entre le CPU de la DADC, CCA A7, et les bus de données numériques d'avion. Quand des données sont transmises au DADC, A6 reçoit le mot de 32 bits d'ARINC 429, et interrompt le CPU pour permettre l'accès du mot dans la mémoire cache de la DADC. Les données sont stockées en bytes inférieurs dans quatre endroits consécutifs dans la mémoire.

Des données de sortie du DADC sont transférées à d'autres circuits de bord. Les données de la mémoire sont produites en bytes inférieurs de quatre mots de 16 bits. Le transmetteur assemble le mot contenant des données et les passe aux bus de données d'avion. La technique d'interruption de CPU utilisée pour la transmission de mot tient compte de l'opération asynchrone du système de données d'ARINC 429.

III-1-3 Théorie d'opération d'interface d'ARINC :

L'interface CCA A6 peut recevoir les données de l'un ou de l'autre des deux bus de données différentiels d'ARINC 429, et transmet des données par quatre bus de données différentiels d'ARINC 429. La carte contient également des circuits d'horloge, des buffers différentiels, de conducteurs de signal, une logique de commande, d'un verrou de données discret, d'un moniteur de CPU et des circuits de temporisateur de défaut.

L'interface d'ARINC logique décode les bites d'adresse pour choisir le décodeur qui produit des signaux de commande au récepteur, à l'émetteur, au verrou de données discret, et aux circuits d'horloge en temps réel.

Les corrections barométriques digitales de la DADC sont transmises en données série vers A6 (via les bus A et B).

Les données aux entrées différentielles sont amplifiées afin d'assurer un niveau TTL, elles passent par un multiplexeur vers l'ARINC 429.

A la réception les données sont formatées en groupe de quatre composé chacun de 8 bits, la parité et la longueur du mot sont vérifiées .

III-2 Le circuit d'Amplification du récepteur P/O CC A6 :

Le but d'amplification est de convertir la donnée différentielle d'ARINC 429 de 10volts en niveaux de la tension compatible TTL.

Le schéma suivant présente le circuit d'amplification du récepteur d'ARINC :

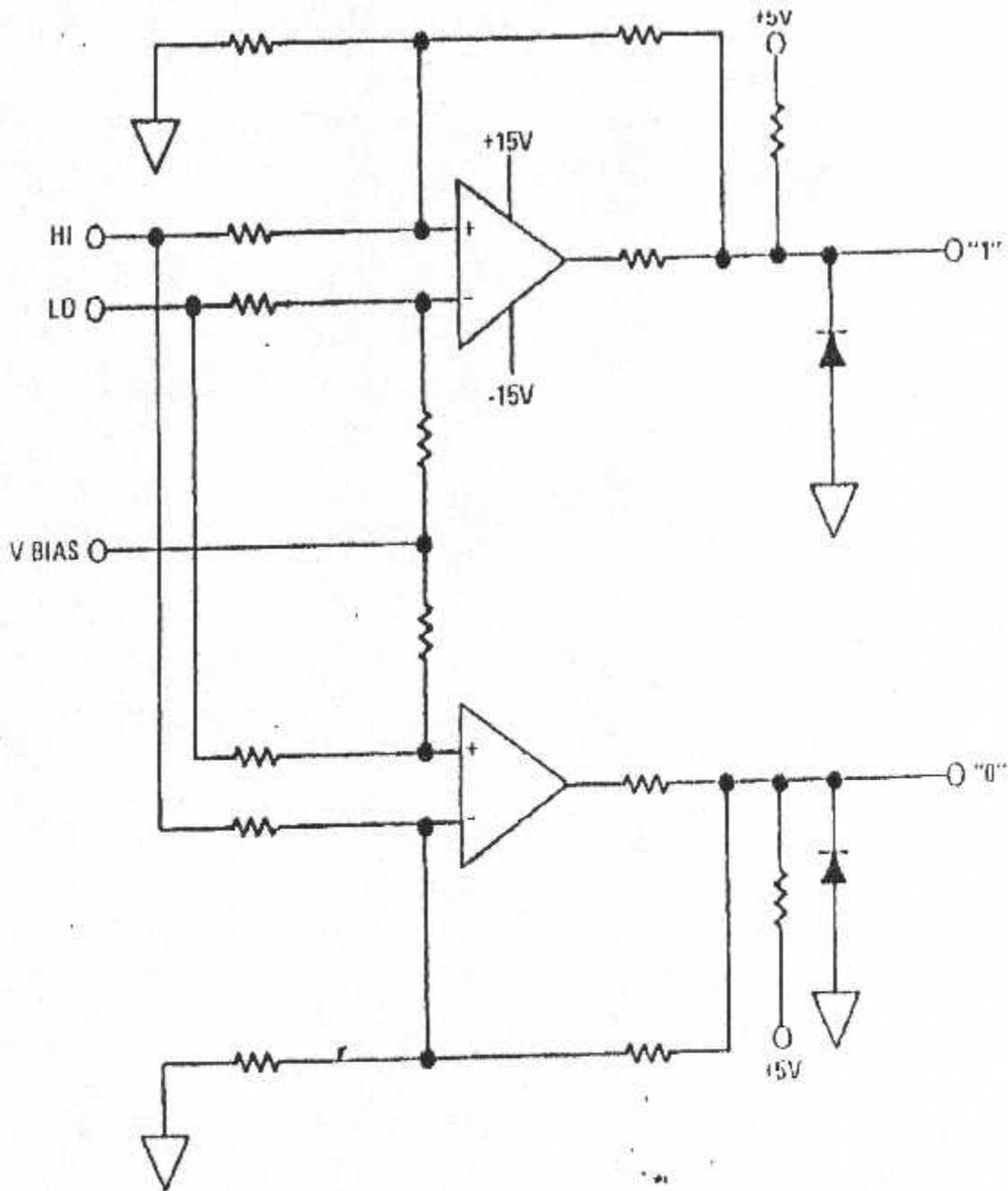


Fig III-1 circuit d'Amplification de récepteur d'ARINC.

III-2-1 En entrée:

L'entrée du circuit Amplificateur est 10volts différentielles avec retour à zéro. L'entrée **HI** est reliée à la borne positive de l'amplificateur opérationnel pour avoir en sortie « 1 » et à la borne négative pour avoir en sortie « 0 ». L'entrée **LO** est l'opposé de l'entrée **HI**.

Voir le schéma ci-dessous :

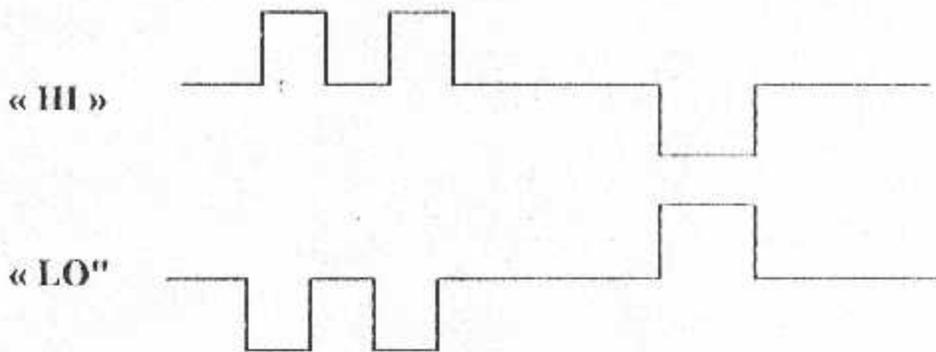


Fig III-2 : les signaux LO et HI d'entrée

III-2-2 En sortie:

La sortie des amplificateurs opérationnels à une tension de 0 et +5volt le rôle des diodes est d'éliminer tous les signaux négatifs .

le « 1 » à la sortie correspond à +5v quand le HI entrée est égale à +5v et LO entrée est égale à -5v, autrement le sortie est égal à 0volts .

le « 0 » à la sortie correspond à +5v quand le signal HI est égal à -5v et le signal LO est égal à -5v ; Autrement la sortie est égale à 0volts

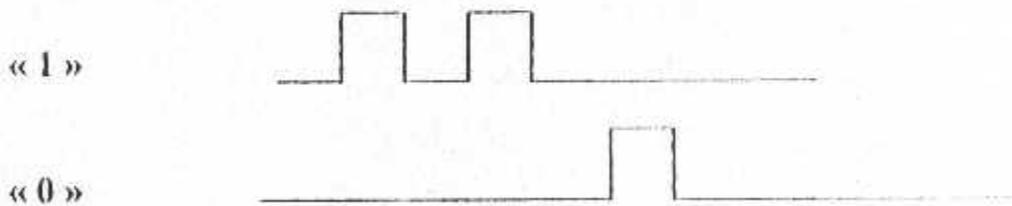


Fig III-3 : les signaux LO et HI de sortie

III -3 Le récepteur ARINC 429P/O CCA6 :

Le récepteur reçoit les 32 bits d'ARINC 429 du circuit amplificateur après avoir convertis le 10 volts différentielle en formats TTL.

Les données ARINC sont reçues en format série, tester pour la parité , vérifie la longueur du mot de 32 bits et seront converties puis après en format parallèle dans le récepteur de la DADC .les paragraphes suivants décrivent les différents fonctions du récepteur ARINC 429 .

III-3-1 données d'entrée :

Les entrées « 1 » et « 0 » alimentent deux portes NAND, l'autre entrée alimente chaque porte NAND. Les sorties des portes NAND alimentent des portes NOR qui sont configurées comme un circuit d'interruption (verrouillage), elles changent d'état que seulement si les entrées changent de un vers zéro ou vis versa. Les sorties des portes NOR alimentent la bascule D (à 8bit registre à décalage) et au bascule Jet K pour le teste de parité.

Les sorties des portes NAND alimentent aussi une porte NOR qui donne une sortie correspondant à une donnée d'horloge.

Les données d'horloge changent d'état à chaque bit de donnée reçu.

III-3-2 Le convertisseur série- parallèle :

Le convertisseur série -parallèle est un registre à décalage de 8 bits, il reçoit les données de la bascule D et les données d'horloge à partir de la sortie de la port NOR.

Pour chaque bit d'horloge, les données sont décalées d'un bit et l'état de la bascule D est verrouille à la position du bit le plus significatif dans le registre à décalage.

III-3-3 circuit diviseur par 64 :

Le diviseur par 64 est un compteur binaire de six cases, qui compte le bits d'horloge pour produire des impulsions de déclenchement pour charger les données de 8 bits (verrouillage).

III-3-4 Contrôle de parité:

Le contrôle de la parité (flip/ flop) est synchronisé par les données d'horloge. Le flip/ flop commence à l'état initial et s'interrompt avec chaque un binaire des données de verrouillage. Le nombre de « 1 » dans le mot transmis doit être toujours impair.

Si la parité du mot est correcte, la parité du flip/flop sera mis à l'état « 1 » au 32^{ème} bit .

III-3-5) les données de verrouillage

Les quatre circuits de verrouillage reçoivent 8bits de donnée des registres à décalage en parallèle. Chaque donnée de verrouillage reçoit une impulsion du circuit diviseur par 64 avant d'être chargée.

III-3-6 les multiplexeurs :

Le type de multiplexeur détermine le format des données à la sortie du récepteur. Le signal externe SEL 8/16 détermine le format de 8 bits ou 16 bit. Les signaux externes C1 et C2 sont utilisés avec SEL 8/16 pour le contrôle des multiplexeurs.

Pour une opération de 8 bits, le signal SEL 8/16 est au niveau haut et l'entrée A des multiplexeurs 1+2 sont sélectionnés. Le multiplexeur 3-1 sont ainsi contrôlés par C1 et C2.

Le port B du MUX est fonctionnel quand C1, C2 et SEL 8/16 sont au niveau haut. Le port C du MUX est fonctionnel quand C2 et SEL 8/16 sont au niveau haut par contre C1 est au niveau logique bas.

Pour les opérations à 16 bits les signaux SEL 8/16 et C2 sont au niveau logique bas, les entrées A du MUX 2-1 et B du MUX 3-1 sont sélectionnées.

Autrement, C1 au niveau logique haut, les entrées C du MUX 2-1 et D du MUX 3-1 sont sélectionnées.

III-3-7 les registres tampons :

Ils reçoivent les données d'entrées des multiplexeurs les sorties sont contrôlés par les deux signaux externe E1 et E2.

III-3-8 Circuit de remise à zéro :

Il se compose de deux flip/flop et un compteur à division par 8 qui est externe. Les deux flip/flop sont ouverts au moment où la puissance augmente. Au puissance élevée la sortie du premier F/F'S Q, se ramène au niveau bas pour empêcher la réception des données, la sortie du second F/F'S se ramène au niveau bas pour empêcher la transmission des données au circuit diviseur par 64.

La deuxième sortie F/F Q* se met au niveau haut pour dégager le circuit F/F de parité.

Le premier système d'horloge (25KHZ à vitesse réduite est 200 KHZ au grande vitesse) actionne le premier F/F qui déclenche le porte NAND et présente ainsi un niveau haut à l'entrée du circuit D du second F/F.

La deuxième impulsion d'horloge déclenche le deuxième F/F. Pendant l'opération normale, les données d'horloge passent par la porte NOR en produisant du niveau bas au circuit diviseur par 8 dégagé.

III-3-9 Le circuit statut :

Les circuits de statut se composent de trois flip/flops qui produisent les signaux suivants :

Premier byte prêt " **FIRST BYTE READY**".

Denier byte prêt " **LAST BYTE READY**".

L'erreur de parité " **PARITY ERROR**".

3-9-A Le premier byte prêt :

Il a son entrée D reliée à +5 volts et l'entrée d'horloge à l'impulsion de charge pour les premiers 8 bits de verrouillage. L'entrée d'horloge des F/F va se produire au comptage de 8 à partir du circuit diviseur par 64, produisant un niveau logique haut à la sortie Q, signalant ainsi le premier temps de byte .

3-9-B Le dernier byte prêt :

Il a son entrée D à +5volts et l'entrée d'horloge à l'impulsion de charge pour le verrouillage du quatrième 8 bit. Cette impulsion de charge n'est pas produite par un comptage de 32 bit, mais aussi en absence des données à l'entrée du récepteur, produisant la remise à zéro des deux circuit F/F's.

3-9-C L'erreur de parité :

Il a comme entrée D la sortie du circuit de vérification de parité.

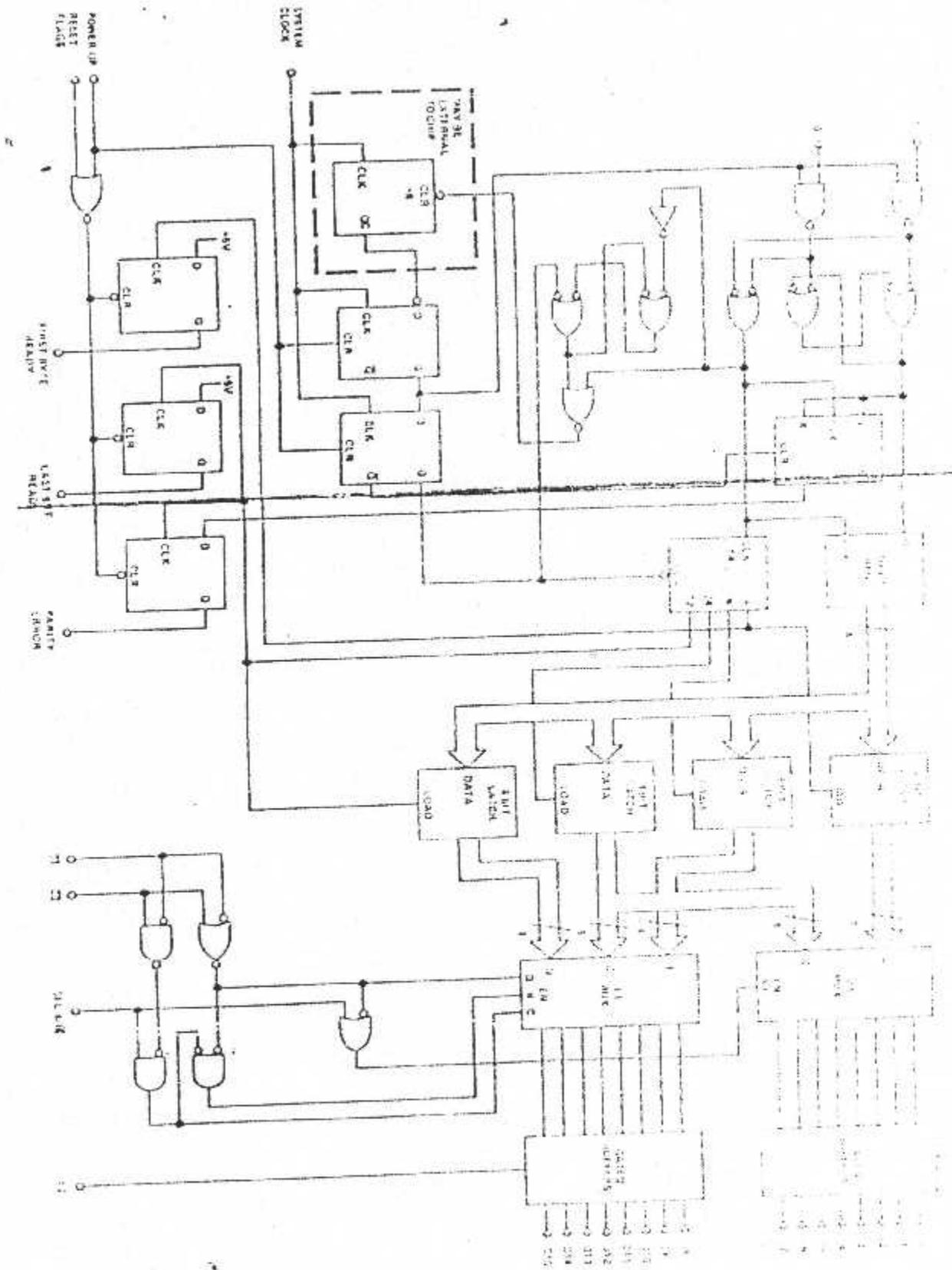


Fig III-4 : Schémas de récepteur de l'ADC.

Chapitre IV

Tests de maintenance

Chapitre VI : Test de maintenance

IV- Maintenance et entretien :

IV.1 Définition :

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

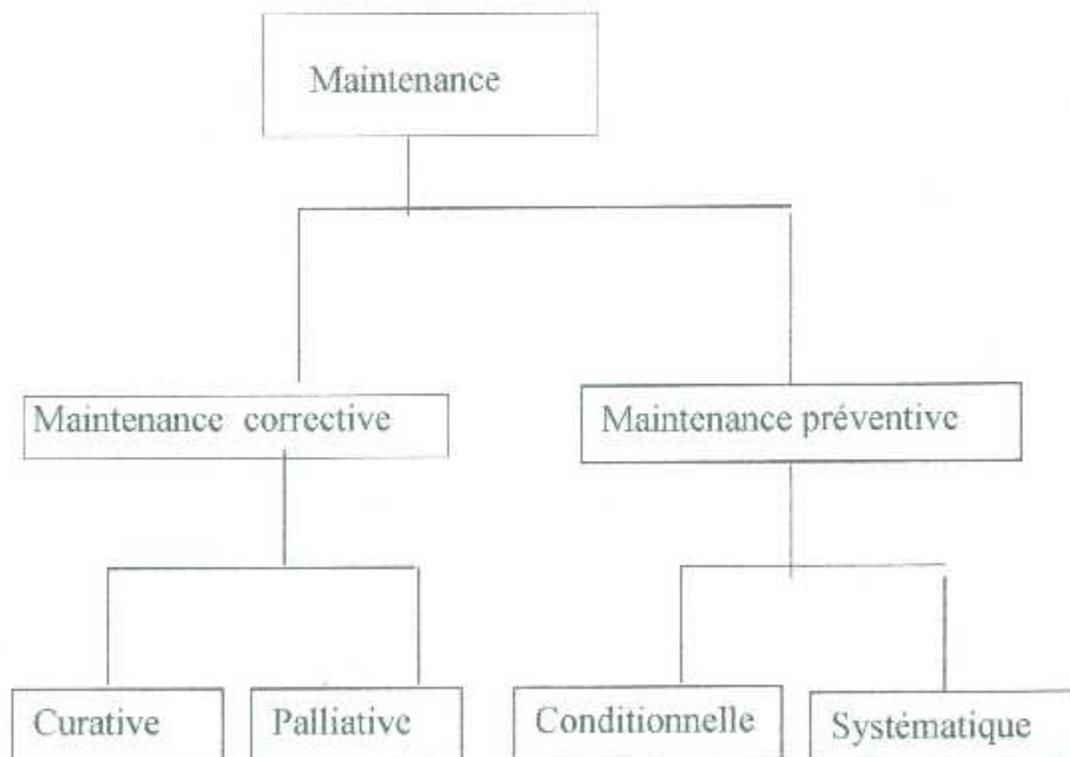
IV.2 Maintenir :

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

IV.3 Les objectifs de la maintenance :

- Assuré la SECURITE au niveau le plus haut (navigabilité).
- Assuré la DISPONIBILITE (diminuer le temps d'arrêt).
- Assuré la COÛT minimum (économie).

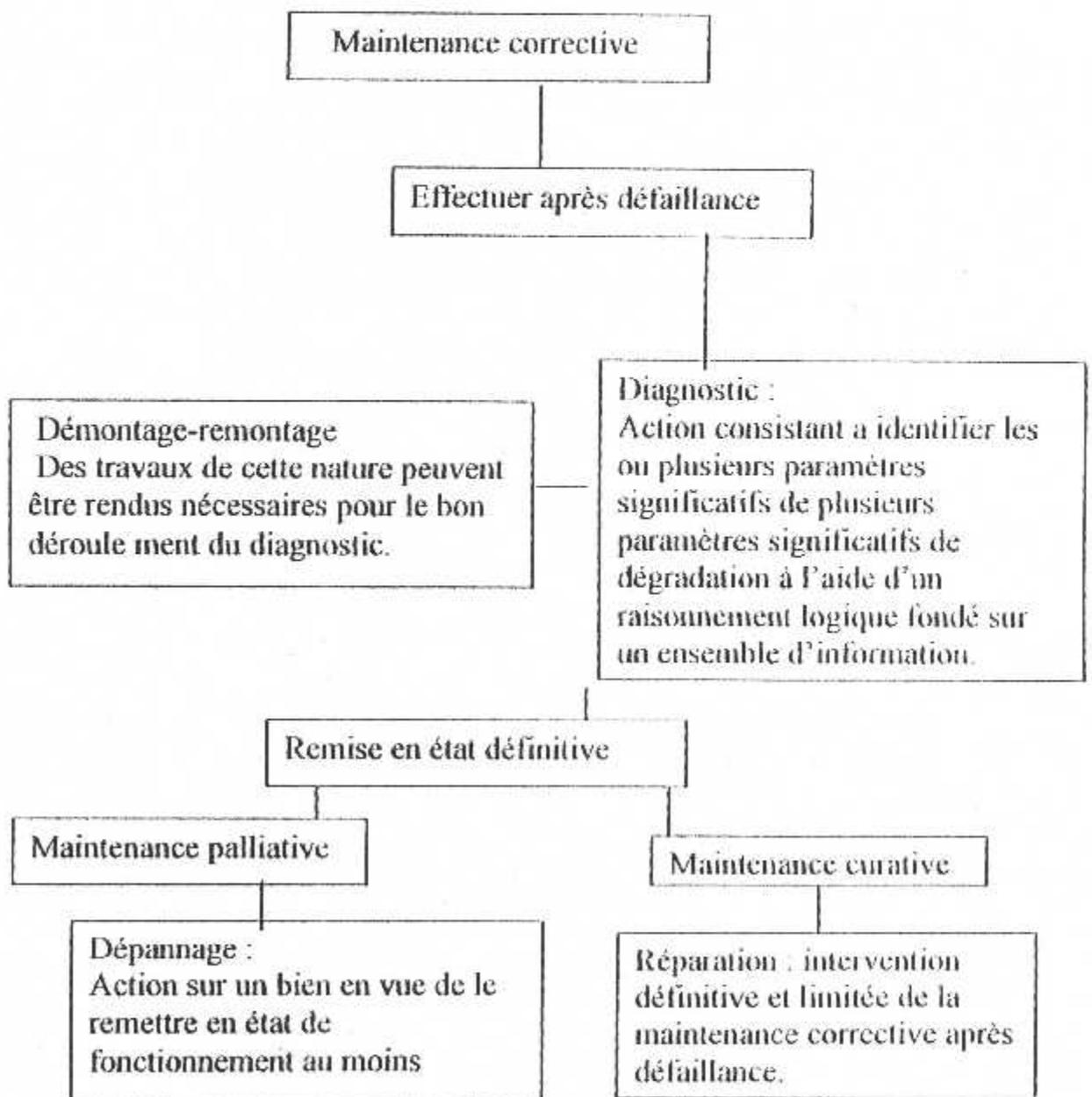
IV.4 Les types de maintenance (organigramme de maintenance) :



IV.4.1 Maintenance corrective :**1-Définition :**

C'est une maintenance effectuée à une défaillance (norme AFNOR X60 10), par une politique de dépannage ou réparation qui correspond à une attitude de réaction à des événements plus ou moins aléatoires et qui s'applique après la panne.

C'est un choix politique de l'entreprise qui malgré tout nécessite la mise en place d'un certain nombre de méthodes qui permettent d'en diminuer les conséquences.

2) Organisation de la maintenance corrective :

3) La mise en oeuvre de la maintenance corrective :

La maintenance corrective devra s'appliquer automatiquement aux défaillances, comme par exemple la rupture brusque d'un organe mécanique ou le court circuit d'un système électrique.

Ce type de maintenance sera réservé au type de matériel peu coûteux et où la panne aurait une influence sur la sécurité.

IV.4.2 Maintenance préventive**1- Définition :**

C'est une maintenance effectuée selon des critères prédéterminés, dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien ou la dégradation d'un service rendu, pour cela on a deux types de maintenance :

- Maintenance conditionnelle
- Maintenance systématique.

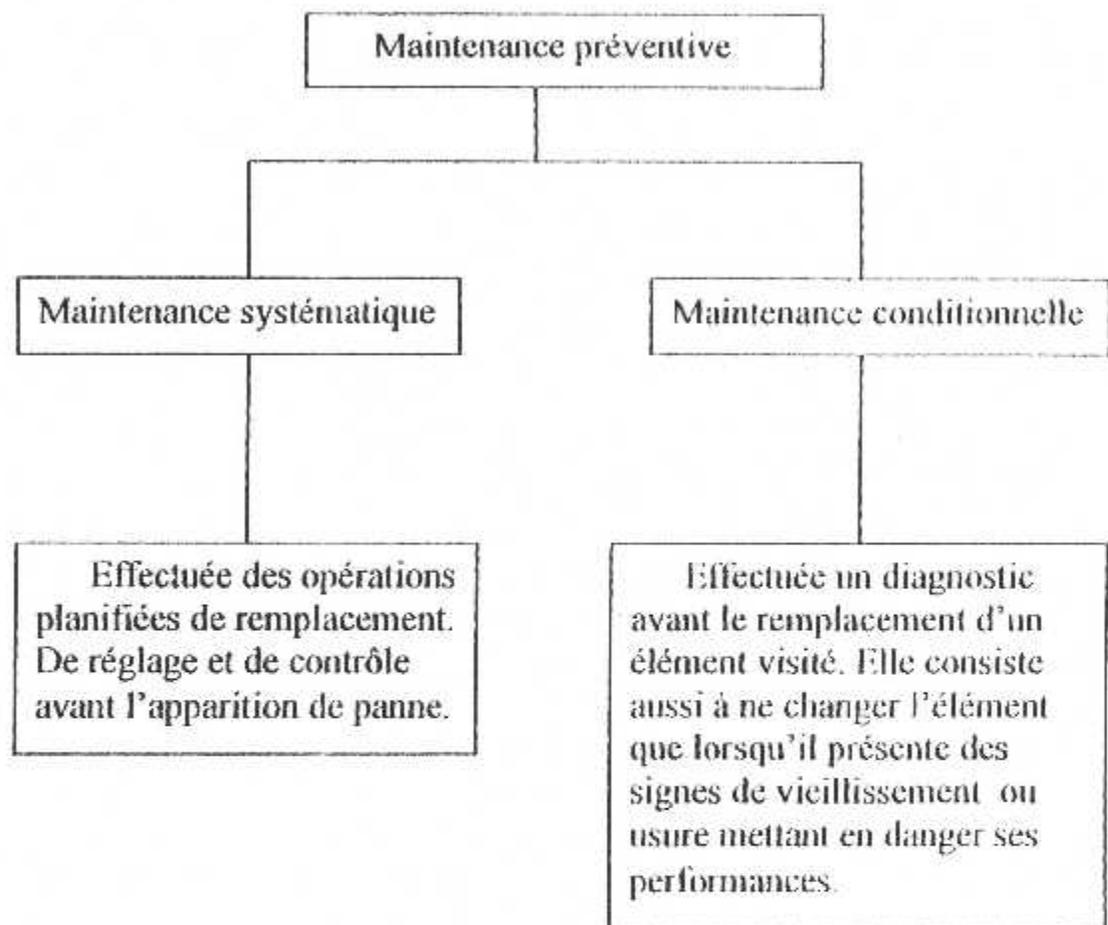
2- Maintenance conditionnelle :

C'est une maintenance qui effectue un diagnostic avant de remplacer l'élément visé. Elle s'applique par exemple (pour les grandes machines tournantes). Un démontage ou un remplacement coûte cher en perte de production et en temps. Pour cela la maintenance conditionnelle consiste aussi à ne changer l'élément que lorsque celui-ci présente des signes de vieillissement ou d'usure, mettant en danger ses performances.

3- Maintenance systématique :

C'est une maintenance effectuée selon une échéance établie en fonction du temps et du nombre d'unités, elle est appliquée avant l'apparition d'une panne.

Ce type de maintenance permet de réduire le nombre de défaillances, d'améliorer la disponibilité, la sécurité et l'augmentation de la durée de vie des équipements.

4) Organisation de la maintenance préventive :**IV.5) Les documents de maintenance (MANUELS) :**

Plusieurs différents documents travaillent ensemble pour nous permettre de maintenir l'avion. On distingue deux documents de maintenance :

On utilise les documents suivants pour la maintenance programmée :

- Document de planification d'entretien (MPD) .
- Manuel D'Entretien D'Avion (AMM).

On utilise les documents suivants pour la maintenance non-programmée :

- Manuel De Reportage des défaut (FRM).
- Manuel De Dépannage) (TSM).
- Manuel d'équipement d'essai construit (BILTE)
- Manuel de réparation structurale (SRM)
- Manuel d'entretien d'avion (AMM)

Les documents suivants fournissent des données de support pour faire la maintenance programmée :

- Manuel schématique du système (SSM)
- Manuel de diagramme de câblage (WDM)
- Manuel de réparation structurel) (SRM)
- Catalogue partiel illustré (IPC)

IV.5.1) Documents de planification de maintenance (MDP) :

Le MDP définit les tâches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée.

Les compagnies aériennes utilisent le MDP pour faire des cartes de tâches, que le technicien utilise durant les inspections de maintenance.

IV.5.2) Manuel D'Entretien D'avion (AMM) :

Le AMM a deux parties

- partie I
- partie II

La partie I est la SDS (system description section). Cette section remplace la section de description et opération (D et O) de l'airbus.

La SDS apporte les descriptions des interfaces, fonction et opération des systèmes et sous systèmes avion.

La SDS est divisée en chapitre ATA (system)ou chapitre/section (sous-système).

La partie II comprend les procédures et pratiques. Ces derniers ont donné lieu aux fonctions suivantes :

- dépose /pose des composantes
- Localisation des composants .
- Pratique de maintenance
- Entretien
- Ajustement/ test
- Inspection/control
- Nettoyage /peinture
- Réparation

Le manuel a un système de numération de chapitre suivant la norme ATA comme suite :

XX - YY - ZZ.

XX : chapitre ATA

YY : sub-système ou sous-système

ZZ : unité (composant)

Chaque page a deux numéros dans le coin inférieur droit : le ASN est un numéro de page sujet.

Les pages sont réparties comme suites :

Types de pages	Bloc de page
Pratique maintenance (PM)	201-299
Servicing (SRV)	301-399
dépose /pose (R/I)	401-499
Ajustement/ test (A/T)	501-599
Inspection /contrôle (I/C)	601-699
Nettoyage/peinture (C/P)	701-799
Réparation	801-899
Dispatc déviation guide	901-999

IV.5.3) Manuel schématique du système (SSM) :

Le SSM apporte à l'utilisateur une compréhension du fonctionnement du système et l'aide dans la procédure d'isolation de panne, il fournit l'interconnexion de tout « LRU » d'un système ou sub-système.

Il fournit aussi une connexion générale ; comme le fonctionnement d'un système.

IV.5.4) Manuel de diagramme de câblage (WDM) :

L'IPC fournit des données sur le remplacement d'une pièce.
Ces données incluent :

- numéro de pièce de rechange.
- illustration de pièce
- donnée de support
- numéro de spécification.
- les activités services bulletin
- Pièce de rechange recommandée.

IV.5.6) Manuel de reportage des défauts (FRM) :

L'équipage utilise le FRM pour améliorer la communication avec le personnel de maintenance

L'équipage utilise le FRM pour avoir les codes de panne pour les pannes avion .

Ces pannes peuvent être (flight deck effect) ou autre.

Le FRM a un log-book standard avec entête pour chaque code de panne permet une maintenance rapide quand l'avion atterri

Les codes de panne FRM nous renvoient au TSM.

IV.5.7) Manuel de dépannage (TSM) :

On utilise le TSM pour réparer les pannes. On commence la procédure d'isolation de la panne avec les codes de panne de FRM ou une description de la panne. Le TSM va identifier les actions de maintenance pour corriger la faute.

IV.5.8) Manuel d'équipement d'essai construit (BITE):

On utilise la BITE MANUAL pour avoir les données sur la panne de l'équipement de test incorporé dans l'avion. Si on commande la procédure d'isolation de la panne avec des pannes observées, le BITE MANUAL va identifier, quelle panne observée.

IV.5.9) Manuel de réparation structurale (SRM) :

Le SRM fournit des informations descriptives et des instructions spécifiques pour aider la réparation de la structure de l'avion sur terrain. Il a des données relatives aux domaines suivants :

- évaluation des dommages permise
- réparation typique
- identification matérielle
- installation rapide
- contrôle d'alignement
- planification

Note : chaque document de maintenance a une introduction pour nous montrer comment utiliser ce document.

IV.6) Built-In Test de DADC (BIT):

Le BIT est exécuté sur toutes les entrées au DADC pour vérifier les défauts d'entrée. En outre, le BIT est exécuté sur F/D, A/D, l'émetteur d'ARINC, le récepteur d'ARINC, le CPU, les sondes de Ps et Pt et la source d'alimentation.

Il y a quelques modules de BIT réservés dans OPPG, mais la plupart des fonctions de BIT peuvent être trouvées dans tout le programme opérationnel.

IV.7) Explication de BUILT-IN TEST de DADC:**Test 1. Défaut d'entrée gauche d'angle d'attaque.**

Cet essai vérifie l'entrée gauche d'AOA. En outre, l'essai de matériel de démodulateur et vérifie si le 26V AC de référence est valide.

Test 2 . Défaut d'entrée droite d'angle d'attaque.

La Mêmes chose que l'essai N°1 pour l'angle d'attaque de l'entrée gauche.

Test 5. Défaut d'entrée de température de l'air totale.

Cet essai vérifie si la température de l'air total est dans les normes.

Test 6. Défaut d'entrée de la Correction Barométrique N°1.

Si le baro numérique est installé, la parité de l'entrée est vérifiée et qu'une donnée d'entrée a été reçue dans les dernières 500 milli secondes. Aussi, un contrôle des codes BCD est exécuté.

Si le baro analogue est installé, l'entrée est examinée par une équation pour assurer les limites et l'essai de démodulateur de matériel vérifie si la référence de 26 V CA est valide.

Test 7. Défaut d'entrée de la Correction du Baro N° 2.

La Même chose que le test 6 pour l'entrée de la correction Baro N° 2.

Test 8. Défaut d'entrée de la correction du Baro N° 3.

La Mêmes chose que le test.6 pour la correction du Baro N° 3.

Test 9. Défaut de Programme du type d'avion.

Cet essai vérifie si la parité est correcte pour le programme de sélection du type d'avion et si le type d'avion choisi existe dans le programme de la DADC.

Test 10. Vérification du programme des corrections de la somme mémoire.

Cet essai exécute une vérification de la somme sur les Constantes du programme de correction pour le type d'avion choisi.

Test 11. test de survitesse.

Le matériel de BIT est utilisé pour relier la sortie discrète de survitesse limite comme une entrée pour la comparer a la sortie de la vitesse réelle.

Test 12. Défaut de tension de calibrage d'A/D.

Cet essai vérifie la précision de l'A/D en faisant une entrée dans un rapport de tension connu et la vérification si l'entrée est dans le domaine de tolérance de l'A/D.

Test 13. Problème d'échantillon.

Cet essai vérifie le processeur Z8002, en vérifiant sa période d'échantillonnage.

Test 14. Essai de la mémoire cachée.

Cet essai vérifie la mémoire cachée (1024 mots lire/écrire) par l'écriture et lecture.

Test 15. Vérification de la somme de la mémoire centrale.

Cet essai examine la mémoire principale de programme en exécutant un contrôle sur elle.

Test 16. Hors limites de la Période de la sonde de Ps .

Cet essai vérifie si la période de sonde de Ps est dans la marge de 280.640 à 1.066.112 comptes. Une période de Ps compte de zéro résulte un défaut de l'essai .Cet essai détectera des défauts dans le convertisseur F/D et les éléments électroniques de la sonde.

Test 17. La température de sonde de Ps hors limites.

Cet essai vérifie si le rapport de tension de la température de sonde de Ps est dans la marge de 0.2 à 0.9. Cet essai détectera un défaut dans les circuits de sonde.

Test 18. Calibrage de la somme mémoire de la sonde Ps et vérification du circuit de correspondance en tension.

Cet essai exécute une vérification de somme sur la mémoire de calibrage de Ps et vérifie si la compensation de la tension ajustée de la sonde est dans la marge de ± 60 milli-pouces Hg.

Test 19. Conversion F/D incomplète

Cet essai vérifie si le convertisseur F/D est occupé (pendant une conversion) et si la conversion est complète (F/D non occupé) .Ceci détecte un défaut dans les circuits qui lancent la conversion et le convertisseur F/D.

Test 20. Période de la sonde de Pt hors limites.

Cet essai est identique à l'essai 16 sur la sonde de Pt.

Test 21. La température de sonde de Pt hors limites.

Cet essai est identique à l'essai 17 sur la sonde de Pt.

Test 22. Calibrage de La somme mémoire la de sonde de Pt et vérification du circuit de correspondance en tension.

Cet essai est identique à l'essai 18 sur la sonde de Pt

Test 23. Essai de somme algébrique des sorties d'ARINC

Cet essai vérifie les amplificateurs de sortie de l'émetteur d'ARINC, en additionnant toutes les lignes de sortie hautes et basses ensemble. La tension somme sera dans de la gamme 0.0 ± 1.0 volts.

Test 24 Essai comparateur de la sortie d'ARINC.

Cet essai emploie un essai comparateur (vérifiant la sortie en le reliant "autour" comme entrée) pour vérifier l'émetteur d'ARINC. Si ce test reste négatif pendant 2 seconds, les transmissions d'ARINC sont stoppées, les transmissions d'ARINC sont faits après toutes les 5 secondes pour faire l'essai comparateur.

Test25. Essai d'alimentation d'énergie.

Cet essai surveille l'alimentation d'énergie de +15 et de -15 v pour le ± 1 volt C.C.

Test26. Essai de comparaison d'angle d'attaque (Pas de défaut de DADC).

Cet essai est réalisé seulement quand les erreurs d'entrée d'AOA ont été détectées. Cet essai compare l'entrée gauche d'AOA à l'entrée droite d'AOA. Si les deux angles changent plus que la différence indiquée dans l'ACM, le test est négatif.

Test27. Ps=Pt (essai fonctionnel seulement).

Cet essai vérifie si les sondes de Ps et de Pt sont dans la marge de 80milli-pouces de chacune. Cet essai détectera le défaut dans les sondes de pression.

Test 28. L'AOA indiquée est fausse.

Cet essai emploie les résultats des tests BIT 1 et 2 pour déterminer si l'AOA indiqué est valide.

Test 29. La température de sonde de Ps= la température de sonde de Pt

Cet essai vérifie pour voir si les rapports de tension de température de la sonde de Ps et la température de sonde de Pt sont 0,02775. Cet essai est réalisé après que la compensation de rapport de tension de calibrage de sonde soit appliquée.

Test 30. Contrôle d'ordre des programmes.

Cet essai vérifie que le programme opérationnel a exécuté toutes les parties du programme. Aux points choisis dans le programme, un compteur est incrémenté et le compteur est vérifié à la fin de chaque itération pour voir si le programme opérationnel a été correctement exécuté. Si les programmes opérationnels exécutés correctement, une instruction de sortie est exécutée pour remettre à single-shot.

Si le programme opérationnel ne fonctionne pas correctement, le single-shot détectera le défaut et place la boule de défaut du DADC. Toutes les sorties seront négatives comme résultat de cet essai.

Test 32. VMO discrète alternée.

Cet essai vérifie que pas plus d'une des VMO discrètes alternées est mise en fonctionnement. Dans le cas contraire, alors la courbe de VMO avec la plus basse vitesse de fonctionnement maximum est choisie pour calculer la vitesse de fonctionnement maximum et l'avertissement de survitesse. Aucune sortie ne sera échouée comme résultat de cet essai.

Test 33. Boucle fermée de phase de Ps.

Cet essai vérifie la boucle fermée de phase de Ps en faisant une conversion de sonde de Ps on un entrée Ps non filtrée et en la comparant à la Ps entrée de la boucle fermée de phase.

Test 36. Boucle fermée de phase de Pt.

Cet essai est identique à l'essai 33 pour la sonde de Pt. Cet essai vérifie la boucle fermée de phase de Pt en faisant une conversion de sonde de Pt on un entrée Pt non filtrée et en la comparant à la Pt entrée du PLL.

IV.8) Ligne procédée d'entretien pour DADC :

Les procédures d'entretien des avions s'appliquent au DADC LRU autres que l'essai fonctionnel.

IV.8.1) Déplacement :

- * Couper la puissance d'avion.
- * Démontez le tube de Pitot et les lignes pneumatiques statiques des connecteurs avant de DADC.
- * Libérer deux brides à l'avant de DADC et glisser le DADC en avant du support.
- * Protéger les raccords de DADC avec des couvercles contre les raccords de l'autres DADC.

IV.8.2) Installation :

- * Glisser le **DADC** dans le support. S'assurer que le connecteur d'arrière joint correctement.
- * Fixer deux brides sur l'avant du **DADC**.
- * Relier le tube de Pitot et les lignes pneumatiques statiques aux connecteurs avant de **DADC**
- * Mettre sous tension et réaliser l'essai de fonction.
- * Emballer correctement dans le récipient installé le **DADC** enlevé.
- * Documenter le **DADC** selon des procédures locales.

IV.9) Opération d'essai fonctionnel de DADC

L'analyse de panne consiste à exécuter un test fonctionnel du **DADC** pour déterminer si les systèmes **LRU** et relatifs exécutent d'une manière satisfaisante.

L'indicateur de défaut sur le panneau avant de **DADC** indique si le **DADC** a eu une défaillance pendant le dernier vol. Quand l'essai fonctionnel est exécuté un afficheur numérique (**LED**) au dessus du panneau avant identifie des défauts non liés au **DADC**. Pendant le test fonctionnel, Le **DADC** également simule des entrées et fournit des sorties spécifiques pour l'essai des systèmes qui se connectent à l'interface du **LRU**.

Avant d'activer l'essai, l'indicateur de **DADC FAIL** devrait être enregistré les conditions de défaillance. Si l'indicateur est jaune et ne change pas en noir pendant l'essai de fonctionnement, le **DADC** a éprouvé un défaut plus grands que 4secondes dans la durée. Si la boule de défaut indique noir, lors de l'exécution de l'essai fonctionnel, le défaut a été provoqué par une remise a zéro et ne reproduit pas pendant l'essai.

Etant mis sous tension le système des informations de l'air " **Air data system**", l'essai fonctionnel peut être activé du bouton d'essai fonctionnel " **SWITCH OF FUNCTIONAL TEST**" sur le panneau avant de **DADC** ou du bouton d'essai de l'ADC " **TEST AIR DATA COMPUTER SWITCH**" sur le panneau supérieur. Presser et relâcher le bouton. Si le **DADC** a une panne interne l'indicateur de défaillance de **DADC** indiquera le jaune sur l'accomplissement du test **BIT** interne. Si un défaut externe est détecté, l'affichage à **LED** illuminera avec un nombre relatif au paramètre de défaut. Si des défauts multiples sont détectés, la **LED** indiquera le premier défaut, le programme de bit de **DADC** détecté. Quand ce défaut est corrigé

et l'essai fonctionnel est réalisé encore le prochain défaut que le programme détecté sera montré.

Les afficheurs LED suivants indiquent la condition de panne correspondante :

IV.10 Indications de l'essai fonctionnel LED de DADC :

Affichage de LED	Condition de défaut (A310)	Condition de défaut (B757-767)
Aucun	Pas de défaut	Pas de défaut
1	Angle d'attaque # 1 entrée	Entrée gauche d'Angle d'attaque
2	Angle d'attaque # 2 entrée	Entrée droite d'Angle d'attaque
3	Réservé	Réservé
4	Réservé	Réservé
5	Entrée du TAT	Entrée du TAT
6	Entrée # 1 correction de Baro	Entrée # 1 correction de Baro
7	Entrée # 2 correction de Baro	Entrée # 2 correction de Baro
8	Rechange	Entée # 3 correction de Baro
9	Problème de type d'avion	Problème de type d'avion
0	Ps non égal à Pt	Rechange

IV.10.1) Essai Fonctionnel d'un avion A310:

Quand l'essai fonctionnel est activé, tandis que, l'avion est au sol, le DADC simule des entrées et fournit les sorties d'autotest aux systèmes.

L'ordre d'essai et les indications visibles pour l'A310 sont comme suit :

1. Données invalides pour Les cinq premiers seconds, pendant ce temps BIT teste l'opération interne de DADC.
2. Six cents pieds par minute taux d'altitude de sortie pour les 5 secondes suivantes.
3. Les Sorties sont valides tant que l'essai fonctionnel est activé. D'autres sorties pas spécifiquement identifiées prendre les valeurs consistées aux sorties énumérées.

Altitude	10.000 pieds
Taux d'altitude	0 fpm
Angle d'attaque	+5 °
correction de Baro	0 pieds
CAS	367.7 ± 0.5 kts
Pression impact (QC)	6.988 ± 0.001 pouces hg
MACH	0.66
SAT	10.3 °C
Pression statique (PS)	20.577 ± 0.001 pouces Hg
TAS	433.0 ± 0.5 kts
TAT	35 °C
Pression totale (Pt)	27.565 ± pouces Hg

Annexe

Programme de la simulation

```
%%INITIALISATION
```

```
ISA=288;
```

```
P0=1013,25;
```

```
A0=661;
```

```
L1=0.002;
```

```
L2=0.0065;
```

```
r=287;
```

```
H=500;
```

```
T1=0;
```

```
CAS=300;
```

```
g0=9.81;
```

```
Zp(1)=0;    %%%ZP
```

```
MACH(1)=0.453858;
```

```
SAT(1)=288;
```

```
TAT(1)=299.86;
```

```
T=ISA+T1;
```

```
DP=P0*((1+0.2*(CAS/A0)^2)^3.5)-1);
```

```
%ps(1)=1013,25;
```

```
PS(1)=P0*((T-L1*Zp(1))/T)^(g0/(r*L2));
```

```
PI(1)=PS(1)*(1+0.2*(MACH(1)^2)^3.5);
```

```
%%%DEBUT PHASE N°1
```

```
format long e;
```

```
i=1;
```

```
while MACH(i) < 0.82
```

```
    i=i+1;
```

```
    Zp(i)=Zp(i-1)+H;
```

```
    PS(i)=P0*((T-L1*Zp(i))/T)^(g0/(r*L2));
```

```
    MACH(i)=((((DP/PS(i))+1)^(1/3.5)-1)/0.2)^0.5);
```

```
    SAT(i)=T-L1*Zp(i);
```

```
    TAT(i)=SAT(i)*(1+0.2*MACH(i)^2);
```

```
    PI(i)=PS(i)*(1+0.2*(MACH(i)^2)^3.5);
```

```
end
```

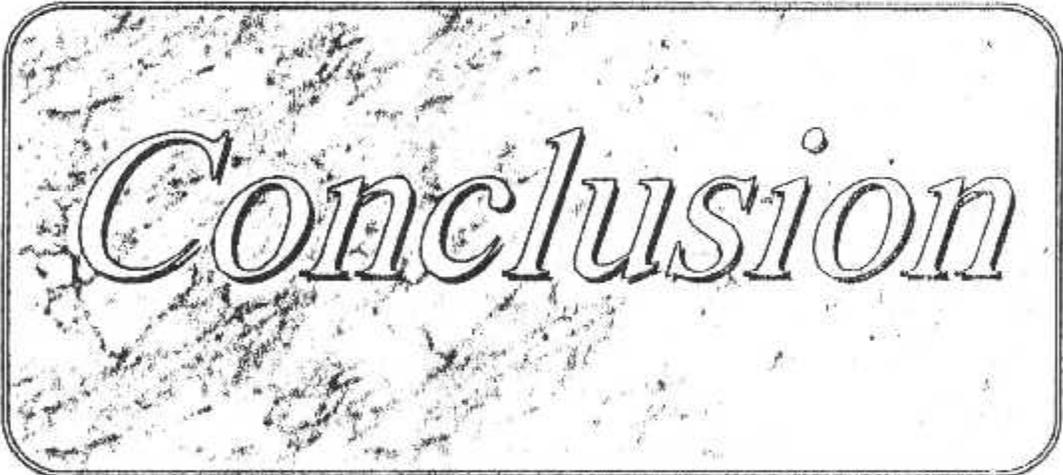
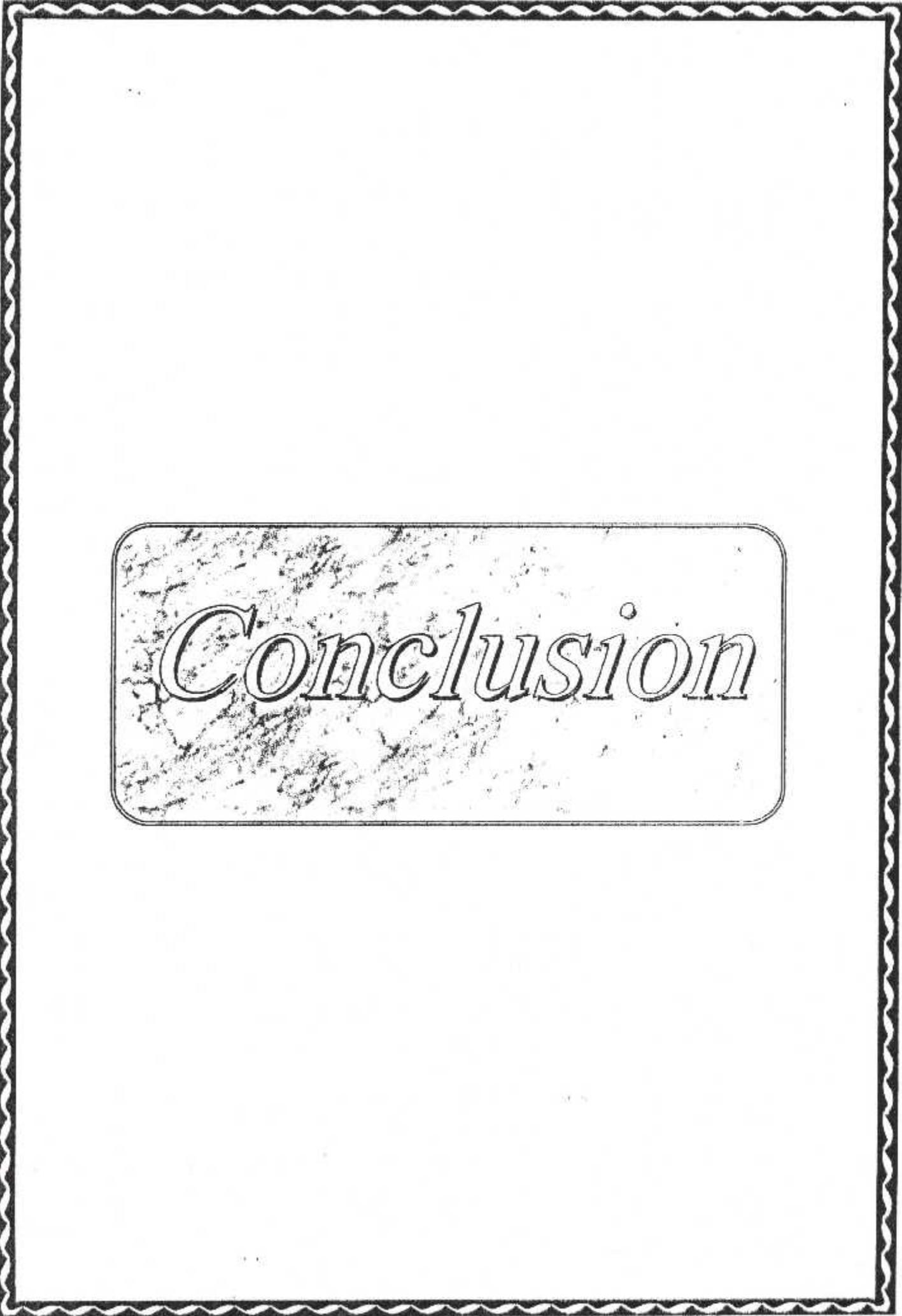
```
while Zp(i) < 35000
```

```
    i=i+1;
```

```
    PS(i)=P0*((T-L1*Zp(i-1))/T)^(g0/(r*L2));
```

```
Zp(i)=Zp(i-1)+H;
MACH(i)=0.82;
SAT(i)=T-L1*Zp(i);
TAT(i)=SAT(i)*(1+0.2*MACH(i)^2);
PI(i)=PS(i)*(1+0.2*(MACH(i)^2)^3.5);
end

figure(1);title('Variation du nombre de MACH en
fonction de Zp');
plot(MACH,Zp);xlabel('Nombre de MACH');ylabel('Altitude
pression');
figure(2);
plot(SAT,Zp);xlabel('Temperature
statique');ylabel('Altitude pression');
figure(3);
plot(TAT,Zp);xlabel('Temperature
Totale');ylabel('Altitude pression');
figure(4);
plot(PS,Zp);xlabel('Pression
statique');ylabel('Altitude pression');hold on;
figure(5)
plot(PI,Zp);xlabel('Pression Impact');ylabel('Altitude
pression');
```



Conclusion

Conclusion

Dans notre projet, nous avons fait une étude descriptive détaillée d'un calculateur de bord qui est la centrale aérodynamique ainsi que les paramètres aérodynamiques élaborés par ce calculateur.

Une simulation du fonctionnement de l'ADC a été réalisée, elle consiste à simuler le cas où l'aéronef réalise un plan de vol en deux phases.

Première phase à CAS constant jusqu'à atteindre le nombre de Mach égal à 0.82.
Deuxième phase avec un nombre de mach égal à 0.82 jusqu'à l'obtention d'une altitude pression Z_p égal à 35000.

Ce travail nous a permis de connaître les différents interfaces de la centrale Aérodynamique et son rôle, ainsi que la maîtrise du logiciel MATLAB.

Nous espérons que ce modeste travail contribuera à des études futures sur le calculateur ADC, et constituera un document de référence.

Bibliographie

CD ROMs :

- Aircraft Manuel Maintenance [AMM].
- Schématic System Manuel [SSM].
- Traducteur SYSTRAN version 5.0.
- MATLAB version 5.03.

Documents :

- Training manual systems Sperry DADC volume I 1982.
- Equipement de bord .
Auteur : S.Ribes.
Edition : 1976 .
- 020-Connaissance aéronefs JAR-FCL.
Instrumentation CPL-IR - ATPL.
Auteur : P.Braca – J.P. Grégori .
Tome1
Edition Jean Mermoz

Sites WEB :

WWW.Avonics.com.