

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA  
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

**MEMOIRE DE FIN D'ETUDE**

**POUR L'OBTENTION DU DIPLOME  
D'ETUDES UNIVERSITAIRES APPLIQUEES**

**THEME :**

**Etude et maintenance d'une centrale aérodynamique  
digitale**



**Réalisée par :**  
**KHERROUBI MOUNIA**

**PROMOTEUR :**  
**Mr : ZABOT.**  
**COPROMOTEUR:**  
**Mr : DOUADI .**



# remerciements

*Je remercie le dieu qui ma donné le courage , la patience et la force pour achever ce mémoire .*

*J'exprime aussi mes vifs remerciements et ma profonde reconnaissance a mon promoteur Mr ZABOT AMAR et mon copromoteur Mr DOUADI TAREK, ainsi que Mr MEGUELATI .*

*Je tien a exprimer aussi ma gratitude a tout le personnel d'air Algerie qui m'ont aidé a réaliser se projet Mr NAIB, AMAR, MERIEM , WAHIBA , NAWAL pour leur sacrifice et tout l'intérêt qu'ils ont porté à mon égard.*

*A tout les enseignants et les étudiants de l'IAB pour leurs encouragement.*

*Je remercie toutes personnes qui a participé de loin ou de prêt dans la réalisation de ce modeste travail.*

# dedicace

*Il y a des moment ou je perd confiance en moi , et la volonté me trahit , c'est à ce moment là que son image apparaît entre mes yeux, je prend mes livres et mes cahiers et je fait un effort , c'est ma source d'espairs et de courage , c'est ma chère mère à qui je dédie ce modeste travail.*

*Je le dédie aussi a une personne qui s'inquiète toujours pour moi , il est comme tous les pères ,il ne sait pas exprimé ses sentiments envers nous ,mais je les lis dans ses yeux, a mon père pour qui je pris chaque jours pour que le dieu le guérit .*

*A mon frère DJAMEL qui a sacrifié sa jeunesse pour nous prendre en charge dans les moments les plus difficiles, je lui dis merci et que le dieu te garde pour nous .*

*A mon frère YACINE « LOUNES » qui nous a quitté très jeune victime de la décennie noir que l'Algerie a vécu , il restera toujours vivant dans nos cœurs et que le dieu ai son ame .*

*A mes frères et sœurs :ABD EL MADJID, HAKIM , CHAHRA , SAKINA,et surtout le petit ABD EL REZAK et ma grand mère GHNIMA .*

*A mes amies SAIDA , BOUCHRA , HAFIDHA , HAKIMA , HOURIA , CHRIFA , ZOHRA,HAKIM,*

*BELKACEM,MOUHAMED,RAHIM,NAWEL, pour leurs soutien et encouragement, et ceux que je n'est pas cité leurs noms me pardonne.*

*A tous les professeurs et les étudiants de l'IAB.*

# SOMMAIRE

➤ introduction générale.....	page 1
<b>chapitre I :</b>	
I-1- l'atmosphère standard.....	page 3
I-2- caractéristique de l'atmosphère.....	page 4
I-3- la structure verticale de l'atmosphère.....	page 4
I-4- les paramètres de l'atmosphère.....	page 4
I-5- la pression atmosphérique.....	page 4
I-6- la température.....	page 6
I-6-1- les échanges thermiques.....	page 7
I-7- l'atmosphère standard.....	page 8
I-7-1- rappel des lois de l'atmosphère standard.....	page 9
I-7-2- les masse d'air et le vent.....	page 10
I-7-3- paramètres aérodynamiques liés à l'atmosphère standard...	page 11
a)-l'altitude.....	page 11
b)-la vitesse de l'air.....	Page 12
c)- le MACH.....	page 14
d)- la pression.....	page 14
e)- angle d'attaque vraie.....	page 15
f)- VMO-MMO.....	page 15
<b>chapitre II :</b>	
II-1-généralité.....	page 17
II-2- description de l'ADC.....	page 18
II-2-1- les paramètres élaborés par la DADC.....	page 19
II-2-2- les paramètres calculés et disponibles de l'ADC.....	page 19
II-3- caractéristiques du nouveau système ADC.....	page 19
II-4- les entrées ADC.....	page 20
a)- sonde de pression .....	page 20
b)-le tube de PITOT.....	page 20
c)- sonde de température totale.....	page 20
d)- sonde d'incidence.....	page 21
e)-signaux discrets utilisés pour l'A 310.....	page 21
II-5- les sorties ADC.....	page 22
II-6- description d'équipements.....	page 22
a)- description mécanique.....	page 22
b)- description électrique.....	page 23
II-7- fonctionnement générale.....	page 24
II-8- quelques sorties de la DADC aux différents équipements.....	page 28
II-9- instruments de mesure.....	page 28
II-9-1 généralités.....	page 28
1)-l'altimètre.....	page 29

2) le variomètre.....	page 31
3)- l'anémomètre.....	page 34
4)- le machmètre.....	page 35
<b>chapitre III :</b>	
III-1- schéma synoptique.....	page37
III-2- description électrique.....	page37
III-3- schéma électrique.....	page 42
<b>Chapitre IV :</b>	
IV-1- introduction.....	page 43
IV-2- généralités sur la maintenance.....	page 43
IV-2-1- types de maintenance.....	page 44
IV-3- les objectifs de la maintenance.....	page 45
IV-4- organisation.....	page 46
IV-5-es métiers de la maintenance.....	page 48
IV-6- aide pour la maintenance.....	page50
IV-7- conclusion.....	page 52
IV-8- maintenance d'une DADC.....	page 52
IV-8-1- introduction.....	page 52
IV-8-2- les préparatives à la procédure.....	page53
IV-9- procédure de tests.....	page 53
<b>Chapitre V :</b>	
V-1- la simulation.....	page 98
V-2- les différentes équations utilisées.....	page 99
V-3- objectif.....	page 99

## LISTE DES TABLEAUX :

Tableau I-1-.....	page 5.
Tableau I-2-.....	page 6.
Tableau I-3-.....	page 9
Tableau IV-1-.....	page 47
Tableau IV-2-.....	page 48
Tableau IV-3-.....	page 51

## LISTE DES FIGURES :

Figure I-1-.....	page 10
figure II-1-.....	page A
Figure II-2-.....	page B
Figure II-3-.....	page C
Figure II-4-.....	page D
Figure II-5-.....	page E
Figure II-6-.....	page F
Figure II-7-.....	page G
Figure II-8-.....	page H
Figure II-9-.....	page I
Figure II-10-.....	page J
Figure II-11-.....	page K
Figure II-12-.....	page L
Figure II-13-.....	page 29
Figure II-14-.....	page 30
Figure II-15-.....	page 31
Figure II-16-.....	page 32
Figure II-17-.....	page 35
Figure II-18-.....	page 36
Figure III-1-.....	page M
Figure III-2-.....	page N
Figure IV-1-.....	page O
Figure IV-2-.....	page P
Figure IV-3-.....	page Q
Figure IV-4-.....	page R
Figure IV-5-.....	page S
Figure V-1-.....	page 100
Figure V-2-.....	page 101
Figure V-3-.....	page 102
Figure V-4.....	page 103
Figure V-5.....	page 104
Figure V-6-.....	page 105

# PRESENTATION D'AIR ALGERIE

De par son rôle essentiel dans l'activité économique , AIR ALGERIE est considérée dès le lendemain de l'indépendance , comme l'instrument privilégié de l'exercice de la politique économique du pays .

La compagnie AIR Algérie a été créée en 1947 pour l'exploitation du réseau des lignes qui s'étendaient jusqu'à l'ex- Afrique occidentale Française .

En 1953 à la suite de la fusion de ses deux organismes, la compagnie générale de transport aérien Air Algérie entre en activité.

En 1963 , Air Algérie devient une compagnie nationale sous la tutelle du ministère du transport .

## **Organisation de la direction technique :**

La direction technique est chargée d'assurer la maintenance de ses propres appareils ainsi que ceux qui lui sont confiés par les compagnies étrangères .

Elle est organisée et structurée pour effectuer les travaux d'entretien , de préparation et de révision des équipement et accessoires aéronautiques.

### INTRODUCTION GENERALE :

L'être humain a toujours rêvé de prendre l'air comme un moyen de voyage, un rêve que l'intelligence humaine a pu réaliser en passant par des étapes dans lesquelles les données air comme l'altitude et la vitesse posaient toujours un problème au pilote qui devait compter uniquement sur ses moyens physiques pour lui fournir ces données, car il ne comptait que sur ces propres yeux pour savoir à peu près sa position au dessus de la terre, il utilise aussi la force du vent sur son visage ainsi que le son de la vitesse de l'air sur le revêtement de l'avion pour savoir sa vitesse, il n'effectue le vol que dans des conditions de vol favorables, et ne tente jamais à voler dans des secteurs de visibilité limitée.

Les experts d'aviation ont toujours essayés de réaliser un système de commande quand la visibilité devient limitée.

Ces efforts ont aboutis à la réalisation des anémomètres simple qui mesure la vitesse, ensuite c'étaient des dispositifs à ressort chargé qui ont été montés dans le sillage et dépendent de la force du vent pour déplacer l'indicateur sur une échelle calibrée, cet indicateur a été souvent monté sur une aile et le pilote a été obligé de voir en dehors de la cockpit pour lire l'information.

Par la suite, c'était l'apparition d'un indicateur pneumatique basé sur la différence de pression entre l'air de Pitot et l'air ambiant qui actionne à travers un diaphragme.

Plus tard, c'était l'apparition des premiers altimètres qui étaient des baromètres anéroïdes simples.

Bientôt le système Pitot/statique est lié à des tuyauteries, et des sondes pneumatiques qui étaient trop lourdes et les interconnexions étaient trop compliquées qui entraînent du retard.

Dans la fin des années cinquante, les ingénieurs ont développés la première centrale aérodynamique, c'étaient de simples systèmes cerveaux électromécaniques.

Ces ADC initiaux ont combiné la technologie fortement développées des instruments des sondes de pression et la conception des servo systèmes en boucles fermées, les servo systèmes en boucles fermées, les cerveaux systèmes en boucles fermées désirables avaient été fortement avancée par les ingénieurs d'aéronautique, pendant le développement du système de pilote automatique.

En combinant des servo 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 centralisées) CADC 'central air data computer'.

Cette CADC électromécanique était certainement une vaste amélioration de l'ancien système décentralisée, 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 améliorées, 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 soixante 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.

Toute cette importance que représente la DADC ma poussée à choisir se sujet, pour cela j'ai essayé de le traiter comme suit :

Tout d'abord, un chapitre concernant l'atmosphère standard, et toutes les relations des paramètres air qui sont reliés directement à la centrale aérodynamique.

Ensuite le deuxième chapitre qui contient une description générale de la centrale aérodynamique et ses composants , les différentes sondes qui captent la pression statique, Pitot, la température ainsi que l'angle d'incidence , et les instruments de mesure commandés par la DADC.

Le troisième chapitre contient une description de la carte d'alimentation A13.

Le quatrième chapitre contient les différent tests de maintenance qu'un technicien de maintien d'aéronefs doit exécuter pour s'assurer que la DADC est en bon fonctionnement, le chapitre commence par la définition de la maintenance et ses différents types, ensuite le cinquième chapitre qui contient une simulation par MATLAB d'un plan de vol à deux phases, et enfin, une conclusion générale.

# CHAPITRE I :

## L'ATMOSPHERE STANDARD

**I-1-L'ATMOSPHERE :**

C'est la couche nuageuse la plus basse , au dessous de 6000 mètres , et qui couvre plus de la moitié du ciel (environ 20 000 ft).

**I-1-1- définition de quelques termes usuels :****a)-Visibilité :**

Distance maximale jusqu'a laquelle il est possible d'identifier visuellement un objet.

**b)-Isobares :**

Courbes joignant tous les points où s'exerce la même pression.

- **Surface isobare** : points de l'atmosphère à la même pression
- **Surface isotherme** : points à la même température
- **Lignes isobares serrées** : vents forts.
- **Lignes isobares espacées** : vents faibles

**c)-Champ de pression :**

Est obtenu en traçant les différentes lignes isobares.

**d)-Dépression :**

Une dépression est tout le contraire de l'anticyclone : c'est une zone de basses pressions (inférieures à 1013,25 hPa) favorables au développement de nuages stables (dont le développement vertical n'est pas très important) ou cumuliformes (aux développements verticaux considérables). (lettre D ou L).

**e)-Thalweg :**

Axe des basses pressions.

**f)-Anticyclone :**

Comme son nom l'indique, c'est tout le contraire d'un cyclone ; c'est une zone de hautes pressions ( supérieures à 1013,25 hPa ) qui gêne voire empêche le développement de précipitations ou encore des nuages ; l'anticyclone est donc une zone calme, sans vent du fait que la pression ne varie presque pas (lettre A ou H).

**g)-Dorsale :**

Axe des hautes pressions.

#### **h)-Isothermes :**

Tranches où la température reste constante.

#### **i)-Inversions :**

Tranches où la température augmente avec l'altitude.

### **I-2-Caractéristiques de l'atmosphère :**

L'atmosphère terrestre (du grec atmos, vapeur) est la couche de gaz qui entoure notre planète. C'est un mélange de gaz et de vapeur d'eau, répartie en couches concentriques autour de la Terre (troposphère, stratosphère...). Elle est composée, par ordre d'importance, d'azote (78 %), d'oxygène (21 %), de dioxyde de carbone et d'argon (1 %), de gaz rares et de vapeur d'eau.

### **I-3-La structure verticale de l'atmosphère**

- **Troposphère** : 0 - 11 000 mètres, la majorité des avions civils évoluent dans cette couche, la température diminue jusqu'à -56 °C
- **Tropopause** : limite entre la troposphère et la stratosphère, la température est stabilisée à -56 °C
- **Stratosphère** : la température augmente jusqu'à 0 °C environ, le concorde évoluait dans cette couche en croisière

### **I-4-Les paramètres de l'atmosphère :**

Les paramètres de l'atmosphère sont :

- **La température** : en °C °K (Kelvin, unité internationale °K = 273 + °C) ou F° (aux USA)
- **La Pression** : poids exercé par la masse de l'air situé au-dessus de la surface de mesure, exprimée en hPa
- **La Densité** : rapport entre la masse d'un m<sup>3</sup> (pression, température donnée) et la masse d'un m<sup>3</sup> d'air au niveau de la mer (1,225 kg à 15 °C), nombre sans dimension
- **Degré hygrométrique** : humidité relative de l'air

Ces paramètres varient rapidement avec l'altitude.

A 0°C (niveau géographique de la mer), on trouve une atmosphère sèche, sans vent ni mouvements verticaux.

### **I-5-La pression atmosphérique :**

La pression exprime le poids de la colonne d'air située au-dessus de lieu de mesure. En météorologie aéronautique, les pressions sont données en hectopascals (hPa). La valeur moyenne de la  $P_{atm}$  au niveau de la mer est de 1013 hPa. Au fur et à mesure que l'on s'élève le long de la verticale, l'épaisseur de la colonne d'air diminue et son poids aussi.

#### **I-5-1 Variation avec l'altitude :**

Altitude (ft)	Pression (hPa)
0	1013
5000	850
10000	700
18300	500
33300	250

*Tableau I-1 : Variation de la pression avec l'altitude*

#### **I-5-2-Variation au niveau de la mer :**

Au niveau de la mer, la  $P_{atm}$  est variable. Dans nos régions elle oscille entre 950 hPa et 1050 hPa.

#### **I-5-3-Vent et champs de pression :**

Ce sont les différences de pression qui créent les forces mettant l'air en mouvement. Plus les lignes isobares sont proches, plus les variations de pression sont grandes.

En théorie le vent se dirige des hautes pressions vers les basses pressions. Mais du fait de la rotation de la terre, les mouvements de l'air sont déviés vers la droite dans l'hémisphère nord. La direction du vent devient alors sensiblement parallèle aux isobares.

Dans l'hémisphère nord, le vent tourne dans le sens des aiguilles d'une montre autour des anticyclones et en sens inverse autour des dépressions. Ce phénomène est inversé dans l'hémisphère sud.

Si l'on se place face au vent, nous avons les basses pressions à notre droite et les hautes pressions à notre gauche.

### **I-6-La température :**

La température représente le résultat d'un bilan énergétique (rayonnement, conduction, convection, changements d'état de l'eau...).

Les variations journalières de température sont fonction de la quantité d'énergie reçue du soleil, et de la quantité d'énergie émise par la terre. Les nuages jouent un rôle d'écran et limitent grandement ces échanges.

De nuit, en l'absence de nuages : Abaissement important de la température.

De jour, en l'absence de nuages : Elévation importante de la température.

La température minimale est souvent obtenue juste après le lever du soleil.

#### **a)-Variations diurnes :**

L'axe des pôles n'est pas perpendiculaire au plan de l'elliptique (trajectoire décrite par la terre autour du soleil), il est incliné de  $23^{\circ}27'$ . De ce fait, au cours d'une même journée, un point de la surface terrestre n'est jamais "éclairé" de la même manière.

#### **b)-Variations saisonnières :**

La quantité d'énergie reçue dépend de la période de l'année.

#### **c)-Variations horizontales :**

Altitude	Température	Nom de la couche d'atmosphère
0-35000	diminue en moyenne de $2^{\circ}\text{C}$ par 1000 ft	TROPOSPHERE
> 35000	$- 56^{\circ}\text{C}$	STRATOSPHERE
Limite entre troposphère en stratosphère	variable	TROPOPAUSE

Tableau I-2 : variation de la température.

### **I-6-1-Les échanges thermiques**

**a)-La convection :**

Mouvement créé par l'air en contact avec le sol qui s'échauffe (d'autant plus que la température est élevée), sa densité diminue et il s'élève. Il est alors remplacé par de l'air plus froid qui s'échauffe à son tour. Le processus va s'organiser avec un mouvement ascendant en son centre et des courants descendants sur les bords. Les particules entraînées vers le haut se refroidissent et, si ce refroidissement est suffisant, il peut entraîner la condensation d'où l'apparition de nuages à compter de cette altitude. Le mouvement ascendant sera limité en altitude par une couche stable. C'est le sommet du nuage.

**b)-L'humidité :**

L'eau se retrouve dans l'atmosphère sous 3 états :

b-1)- **liquide** : pluie et gouttelettes composant les nuages, brouillard, brume, etc.

b-2)- **solide** : grêle et cristaux composant les nuages et la neige

b-3)- **vapeur** : gaz invisible.

L'humidité C'est la quantité de vapeur d'eau contenue dans l'air qui représente l'humidité. Une masse d'air ne peut contenir qu'une quantité limite de vapeur d'eau en fonction de la température de l'air. Lorsque cette quantité maximale est atteinte, on dit que l'air est saturé.

La saturation peut s'obtenir de 2 façons :

- par augmentation de la quantité de vapeur d'eau : forte pluie ou passage d'une masse d'air sur une mer.
- par abaissement de la température à pression constante (température à laquelle apparaît la saturation,  $T_d$  : température du point de rosée) ou par soulèvement d'une particule entraînant une diminution de la pression à laquelle elle est soumise, donc de la température (la température correspondante est appelée température du point de condensation).

La température du point de condensation est différente de celle du point de rosée.

**c)- Stabilité, instabilité :**

L'air est très mauvais conducteur de la chaleur, les variations de température d'une particule d'air non nuageux qui se déplace ne sont dues qu'aux détentes ou compressions qu'elle subit dans son déplacement. Ces transformations sans échanges de chaleur avec l'extérieur sont appelées transformations adiabatiques.

Une particule d'air nuageux subissant un soulèvement se refroidira moins qu'une particule d'air non nuageux subissant la même transformation.

**I-6-2-Transformation adiabatique saturée :** une particule d'air nuageux, au cours d'un soulèvement, subit une détente, d'où un refroidissement (de 3°C par exemple), et la condensation d'une partie de la vapeur qu'elle contient, d'où un réchauffement (de 1.3°C par exemple). A l'état final, la particule sera refroidie de 1.7°C.

L'atmosphère est une succession de couches stables et instables.

**a)- La stabilité :**

Une particule qui est soulevée subit un refroidissement adiabatique. On dit qu'il y a stabilité ou que la tranche d'air est stable si sa nouvelle température est inférieure à celle de l'air ambiant. La particule sera alors plus lourde et redescendra à sa position initiale. Une couche stable empêche le déplacement vertical des particules.

**b)- L'instabilité :**

Une particule soulevée qui se retrouve dans un air ambiant plus froid qu'elle va continuer son ascension jusqu'à ce qu'elle rencontre un air ambiant à la même température ou plus chaud.

**c)- La masse volumique de l'air :**

C'est la masse d'air contenue dans un volume d'un mètre cube. Conditionne les performances de l'avion, notamment les performances au décollage et à atterrissage .

**I-7-L'atmosphère standard :**

L'atmosphère standard est un modèle d'atmosphère théorique dans lequel la température et la pression prennent des valeurs moyennes, en fonction de l'altitude. C'est une référence qui permet au pilote de se faire une idée de l'état de l'atmosphère en la comparant à l'atmosphère théorique. Il a été définie la

première fois en 1962 aux Etats-Unis et en Europe pour satisfaire à un besoin d'étalonnage d'instrumentation d'avion, les deux développés indépendamment des modèle légèrement différents.

Le 07 novembre 1952, l'organisation civile internationale d'aviation (OACI), a adoptée une nouvelle atmosphère standard.

Le standard est toujours en service aujourd'hui, bien que les données au dessus de 50000 pieds aient subi plusieurs révisions, la dernière est en 1964 par l'OACI.

### **I-7-1-Rappel des lois de l'atmosphère standard :**

L'atmosphère standard est définie avec une température de 15°C , et une pression atmosphérique de 1013,25hPa à l'altitude zéro mètre , cette température statique décroît de 0,65°C tous les 100 mètre, soit 1,98°C tous les 1000 ft (que nous pourrons arrondir à 2°C tous les 1000 ft), a partir de 36000 ft , la température reste constante (-56, 5°) jusqu'à 61000ft .

Altitude (ft)	Pression (hPa)	Température (°C)
0	1013.25 hPa	+15
37000	217	-56.5

*Tableau I-3 :étalonnage des température et pression*

### **Température :**

- On observe un abaissement continu de 2°/1000 ft ou 6°5/1000 m jusqu'à – 56.5°C à 11000 m.

### **Pression :**

- On observe également un abaissement continu mais non constant.

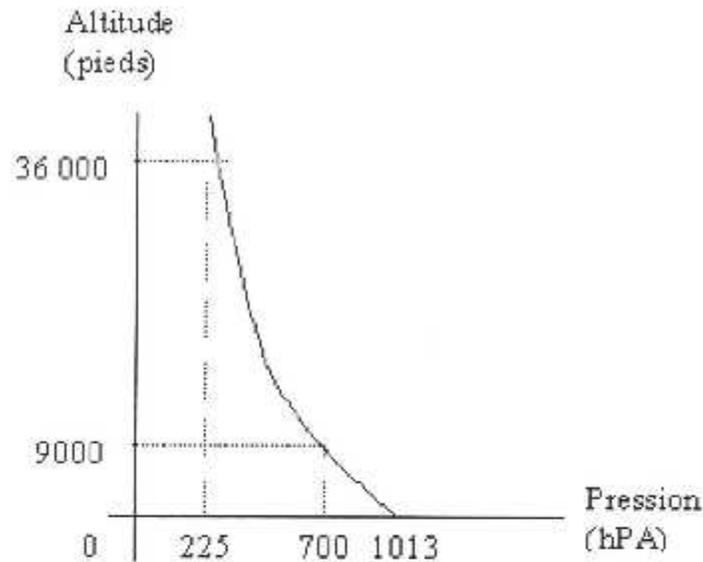


Figure 1 : La courbe de l'atmosphère standard

Une variation de pression de 1 hPa dans les basses couches de l'atmosphère, équivaut à une variation de 28 pieds d'altitude, alors que vers 30 000 pieds, 1 hPa correspond à 92 pieds de variation d'altitude.

#### I-7-2-Les masses d'air et le vent :

Le rayonnement solaire reçu sur la terre varie avec la latitude. De plus, les océans humidifient l'air alors que les continents ont tendance à l'assécher. La rotation de la terre engendre un déplacement des masses d'air vers l'est ou l'ouest selon leur latitude.

##### ➤ Masse d'air :

Portion étendue de l'atmosphère dont les propriétés physiques, et notamment la température et l'humidité, sont relativement homogènes et ne présentent donc que des différences faibles et continues dans l'horizontale. Elle peut s'étendre sur de vastes zones et sont généralement classées d'après :

- l'origine (masse d'air polaire, arctique, tropicale, ...)
- la nature de la surface sous-jacente (masse d'air maritime ou continentale)
- la stabilité hydrostatique (masse d'air stable ou instable).

➤ **Vent :**

Mouvement de l'air par rapport à la surface terrestre. Sauf indication contraire, seule la composante horizontale est prise en considération. On le caractérise par la direction d'où il souffle (mesurée par une girouette), et par sa force ou sa vitesse (mesurée par un anémomètre en nœuds  $1 \text{ m/s} = 2 \text{ kt}$ ). Chaque bande de tissu de la manche à air représente 5 kt. En météorologie, la vitesse du vent communiquée est souvent une moyenne sur 1 minute (sustained wind) pour les mesures cycloniques notamment, sur 2 minutes pour le vent dit « aéronautique », sur 10 minutes pour le vent dit « synoptique ».

**I 7-3-paramètres aérodynamiques liées a l'atmosphère standard :**

a)-l'**altitude** : c'est la position de l'avion au dessus de la terre

**a-1-altitude absolue :**

C'est la distance au-dessus de la surface de la terre à tout location d'une surface donnée.

**a-2-altitude vraie :**

C'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 de niveau de la mer.

**a-3-altitude pression ZP :**

C'est la distance dans une atmosphère au dessus du plan de la pression standard de 1013.25 m bar, l'altitude pression différer de l'altitude vraie car elle 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 au changement des phénomènes météorologiques.

L'altitude pression indiquée sera moins que l'altitude vraie.

L'altitude pression est la dérivée de l'équation de loi de gaz parfait

$$D P_s = - \rho g dz$$

Tel que  $\rho = \mu P_s / R*T$

$P$  : Densité de gaz.

$\mu$  : Poids moléculaire moyen d'air.

$P_s$  : Pression statique.

$R$  : Constante de gaz.

$T$  : Température absolue.

$g$  : gravité.

$Z$  : Altitude géométrique.

#### 4-ALTITUDE CORRIGEE PAR BARO :

C'est l'altitude pression corrigée par 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 une ADC ou un altimètre, et exige une entrée manuelle en terme d'altitude en plaçant l'indication (ASI- in hg ou millibars) à la position de 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 (1013 m bar), l'altitude barométrique corrigée rapproche l'altitude vraie.

La seule différence c'est seulement parce que l'atmosphère actuelle jamais assortie exactement au modèle de l'atmosphère standard de l'OACI

#### b)-LA VITESSE DE L'AIR :

C'est la vitesse indiquée par un indicateur de vitesse de l'air de différence de pression calibrée aux formules standard reliant la vitesse de l'air aux pressions pitot-statique.

#### 1-LA VITESSE DE L'AIR VRAIE : (TAS)

C'est la vitesse de centre de masse de l'avion dans l'air ambiant par lequel il passe, la vitesse de l'air vraie et la vitesse du centre de gravité de l'avion qui prend compte de la masse d'air par laquelle il passe.

La méthode simple pour déterminer la vitesse anémométrique vraie est avec le nombre de MACH et la vitesse du bruit :

$$M = V_T / a, \text{ tel que } V_T = M * a \text{ et : } a = (\sigma P_s / \rho)^{1/2}.$$

## 2-LA VITESSE CONVENTIONNELLE OU CAS (LA VIESSE DE L'AIR CALCULEE) :

C'est la vitesse de l'air liée a la différence de pression aux conditions du niveau de la mer standard, la vitesse de l'air calibrée et la vitesse de l'air vraie sont égale, la vitesse de l'air calculée peut être considérée comme vitesse de l'air indiquée, corrigées pour des erreurs d'instruments ou d'installation, elle s'appelle parfois la vitesse vraie indiquée de l'air (true air speed indicated).

La vitesse de l'air calculée est une fonction de données aériennes liées a la pression d'impact (QC).

Pour la vitesse de l'air subsonique,  $V_c$  est dérivée de la formule adiabatique standard de Bernoulli pour l'écoulement compressible :

$$P_r = P_s [1 + (\sigma - 1)/2 \rho / P_s V_c^2]^{\sigma / \sigma - 1}$$

$P_r$  : Pression totale

$P_s$  : Pression statique

$\sigma$  : Rapport spécifique de la chaleur pour l'air

$\rho$  : Densité de gaz (air)

$V_c$  : Vitesse de l'air vraie

Et puisque  $V_c$  est basée sur des états standards de niveau de la mer (pour lequel  $V_c = V_i$ ), la dernière équation peuvent être réécrits comme suit :

$$Q_c = P_0 (1 + (\sigma - 1)/2 (V_c/a_0)^2)^{\sigma / \sigma - 1 - 1}$$

$$Q_c = P_T - P_s$$

→

Et le zéro indique les valeurs standard de niveau de la mer définies par l'atmosphère standard.

### 3-VITESSE DU SON :

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 laquelle un avion est en vol

#### c)-LE MACH :

C'est le rapport de la vitesse de l'air vraie à la vitesse du son dans certaines conditions de vol, c'est le critère de 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

$$M = V_i / a, \quad V_i = M / a$$

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

$$a = (\sigma P_s / \rho)^{1/2}$$

#### 1-ERREUR DE PRISE DE MACH:

L'erreur de prise de MACH est la différence entre le nombre de MACH, et le nombre de MACH de référence qui doit être tenu par le système de commande de l'avion

#### d)-LA PRESSION :

##### 1-LA PRESSION DYNAMIQUE :

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 étant qu'un demi du produit de la densité de masse de fluide et le carré de la vitesse relative du fluide.

$$Q = 1/2 \rho V^2$$

##### 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 par 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 (Pt- Ps).

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.

### 3-LA TEMPERATURE STATIQUE :

C'est la température ambiante de la masse d'air calme dans la quel l'avion est en vol, et s'appelle parfois la température de l'air libre , bien que la température statique n'est pas un paramètre de vitesse de l'air, il est discuté ici parce que  $T_s$  est employée pour calculer le paramètre de vitesse , la vitesse de l'air vrai, , la mesure directe des  $T_s$  n'est pas possible parce que , comme l'échantillon d'air est mené pour se reposer (relativement a l'avion ). Elle est comprimée et donc température élevée, si la compression adiabatique est complète, la température et la température e totale ( $T_t$ ) définie précédemment.

$$T_s = T_t / (1 + 0.2 M^2)$$

### e)-ANGLE D'ATTAQUE VRAIE:

Angle d'attaque vraie est l'angle entre la direction de l'avion et ses axes longitudinaux  $\alpha_t$  est principalement une fonction du type de sonde d'angle d'attaque et d'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 opération  $\alpha_t$  typique :

$$\alpha_t = K_1 + K_2 M + K_3 \alpha_l + K_4 M \alpha_l$$

Tel que  $\alpha_t$  et  $\alpha_l$  sont en degrés et les  $k_i$  sont des constantes, et la valeur des constantes aussi bien que le général de l'équation soit unique à chaque type d'avion.

### f)-VMO-MMO :

Lors de la conception de l'avion, le constructeur se fixe deux limitations en utilisation à partir des deux critères suivant :

-critère aérodynamique : MMO : Mach maxi en opération

-critère de structure : VMO : vitesse maxi en opération ;

-le premier critère s'explique par la détermination des performances aérodynamiques (portance, traînée, moments) et de propulsion si l'avion dépasse le domaine de vol pour lequel il a été conçu.

Le second critère prend en compte la résistance de la structure peuvent s'exprimer commodément à partir du terme équivalent de vitesse.

$$F_A = 1/2 \rho V^2 * C_x$$

$$F_A = 1/2 \rho (VE)^2 * C_x$$

$C_x$ =coefficient ( $C_x$ ,  $C_z$ ).

$S$ =surface.

Le constructeur est amené à fixer une limitation (EV) max. dans des conditions données de vol, et l'équipage est finalement amené à respecter en pratique une limitation :

$(V_c)_{max} = VMO = (EV)_{max} / K$ .

$K$ =coefficient de compatibilité.

# **CHAPITRE II :**

## **DESCRIPTION DE LA DADC**

**II-1-GENERALITE :****II-1-1PRESENTATION GENERALE :**

les informations aérodynamiques sont fournies par trois circuits indépendants :

- deux circuits principaux :
- circuit commandant de bord
- circuit pilote
- 1 circuit secours

Chacun des deux circuits principaux comporte :

- 2 sondes de pression statique.
- 1 sonde Pitot de pression totale.
- 1 sonde de température totale.
- 1 sonde d'incidence.

Ces sondes fournissent les données au deux calculateurs d'informations aérodynamiques qui commandent à leur tour les indicateurs tels que l'altimètre, variomètre, PFD, ND, ainsi que les calculateurs tels que FAC...

Dans le cas de panne d'un calculateur, le calculateur restant en service pourra prendre en charge tous les indicateurs et les boîtes de contrôles par une commutation manuelle

Le circuit secours comprend :

- ce circuit comprend :
- une sonde de pression statique
- 01 sonde Pitot

Les sondes commandent directement les indicateurs de vitesse et l'altimètre de secours,

**Informations d'incidence :**

3 sondes alpha (AOA) d'information d'incidence 2 situées à droite, et 1 gauche

- la sonde gauche alimente l'ADC 1
- la sonde droite alimente l'ADC 2
- l'autre sonde droite alimente directement le FAC 1 et le FAC 2

Ces sondes peuvent être testées par les panneaux de maintenance .

**Instruments principaux :**

- altimètre
- variomètre
- PFD : il affiche :
- une vitesse calculée en nœuds (vc)
- la VMO en nœuds
- le nombre de MACH

- une indication d'écart entre l'altitude de l'avion et une altitude sélectionnée.
- ND (EFIS).

Il affiche la vitesse vraie (TAS) en nœuds.

## **II-2-DESCRIPTION DE L'ADC :**

Le calculateur des informations aérodynamique ADC est un dispositif qui emploie la pression statique et Pitot, et des entrées de température pour calculer les informations exigées par le système et les affichages d'avion.

Les informations sont présentées comme des paramètres de sorties de tensions analogiques et numériques représentant l'altitude, la vitesse, le MACH, et la température.

Ces données sont employées par le PA, le système d'avertissement de survitesse, le système de repos d'altitude, et les instruments primaires de vol.

Il est composé de circuits intégrés électroniques à forte densité, L'unité centrale est un micro-calculateur à 16 bits.

Les programmes sont estoqués en mémoire morte (ROM).

Les composants de l'ADC sont :

- 2 ensembles capteur de pression (statique, totale)
- 1 carte électrique, d'acquisition des signaux logiques et des signaux provenant des sondes
- 1 carte de conversion analogique-numérique (14 bits)
- 1 carte comprend l'unité centrale (RAM, ROM)
- 1 carte d'interface pour l'élaboration du message codé en ARINC 429 envoyés sur les quatre bus de sortie.
- 1 bloc d'alimentation.

Les calculateurs sont localisés sur le casier E1-1 dans la soute électronique.

L'altimètre électrique et l'indicateur MACH/vitesse sont situés sur le panneau avant gauche (P1) coté commandant de bord du cockpit.

Les disjoncteurs du DADC se trouvent sur le panneau P18 et P6.

La sonde de température totale (TAT) est située sur le côté gauche fuselage.

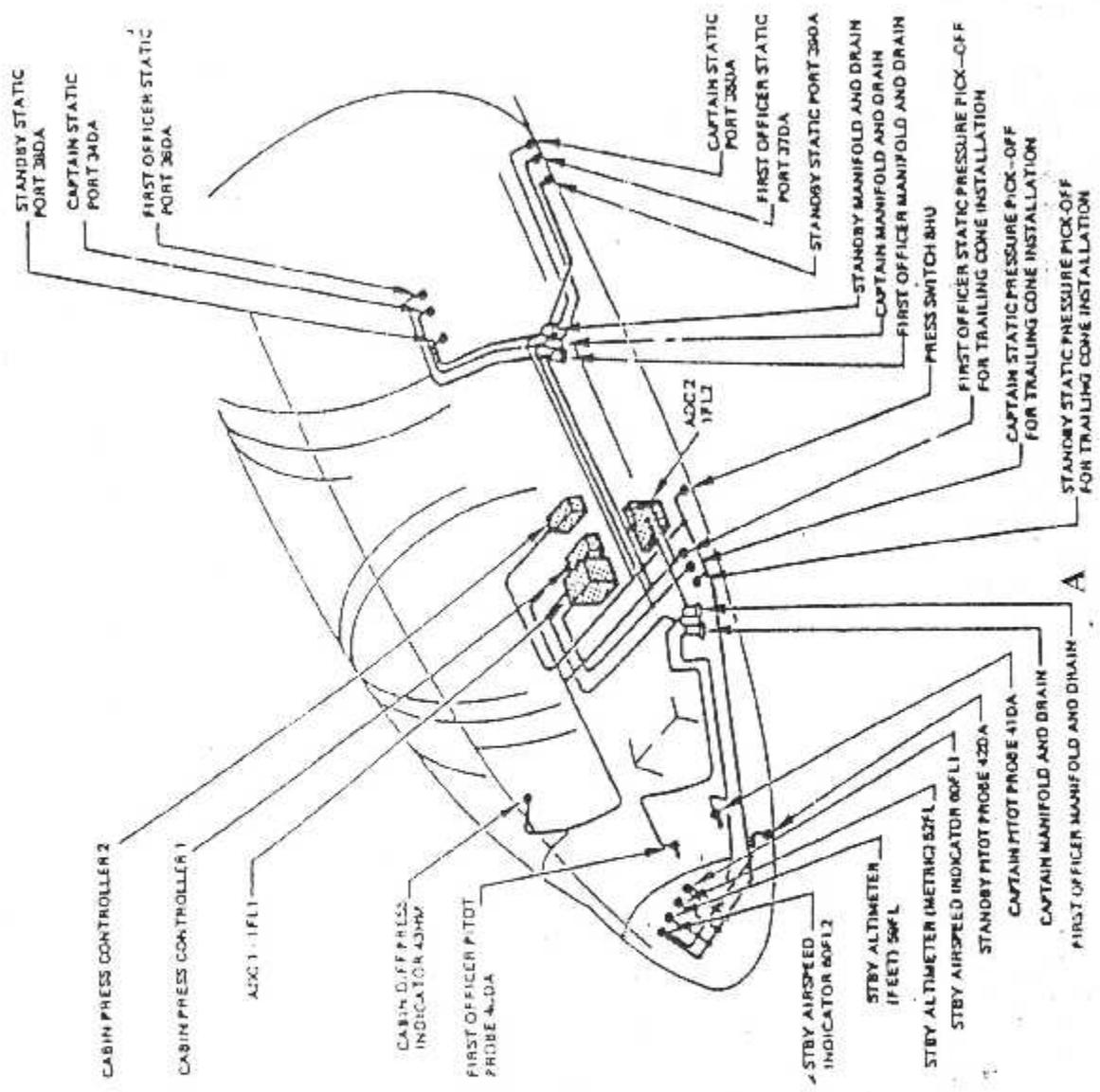
Voir figure : (II-2) emplacement de l'ADC .

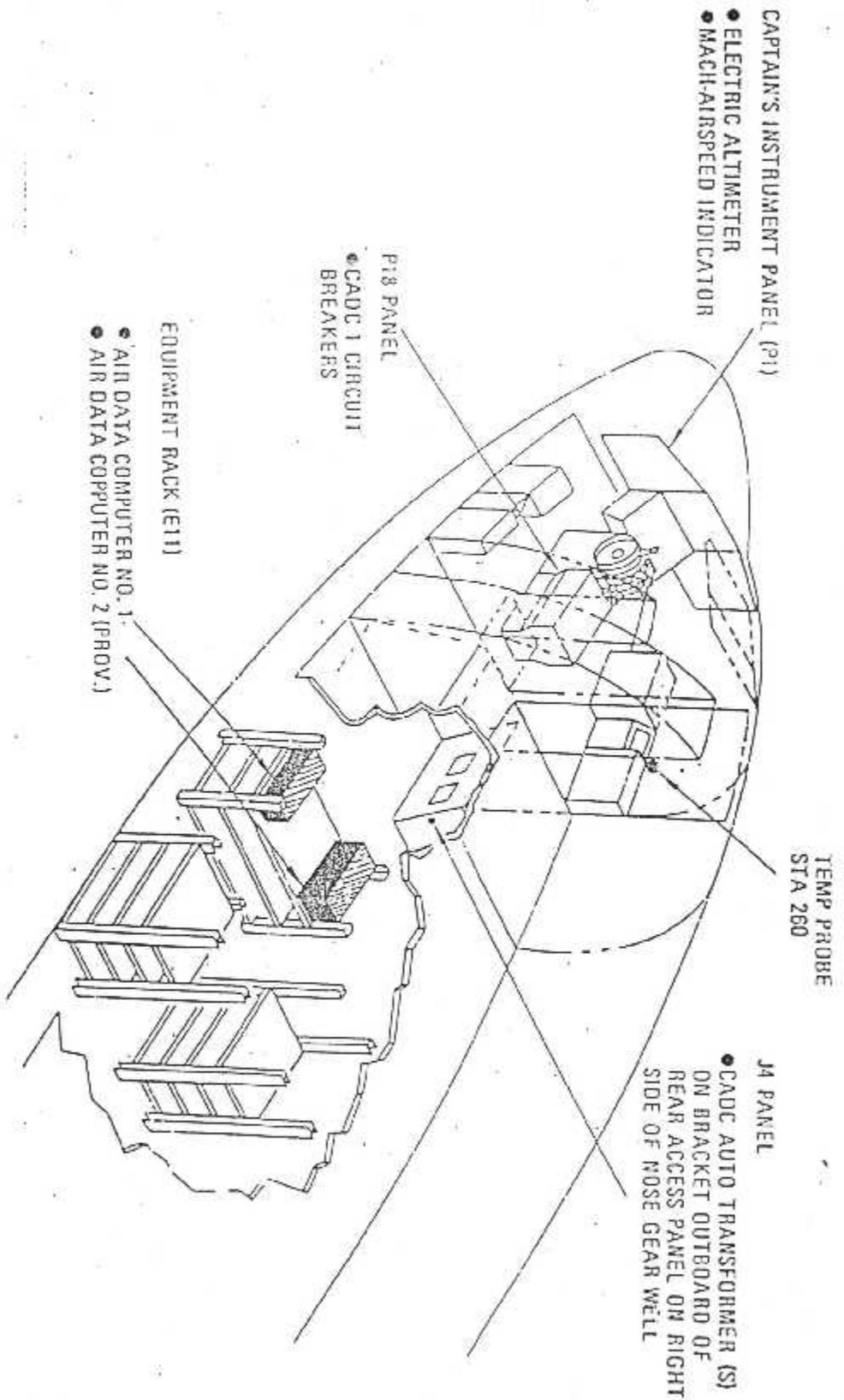
Il y a 2 DADC installés sur avion, les deux sont installées en soute électronique dans les racks 80 VU et 90VU.

L'ADC 1 est logée sur l'étagère 86VU du rack 8VU qui ne possède pas de particularité.

L'ADC reçoit des données du système de distribution des pressions statique et totale , a partir de ces données, la DADC développe la vitesse, l'altitude, le

Figure II-1 air l'emplacement de la DADC sur airbus





**Figure II-2** air Location des equipments de la DADC

MACH...etc ,Elle utilise aussi trois entrées et sorties de base de l'avion qui sont :

- correction d'erreur de la source statique SSEC.
- signaux de maintien, issus du PA et du système directeur de vol.
- d'autres signaux analogiques comme les signaux de référence et les signaux de l'avion (pression cabine, vitesse calculée, mach trimmer limite du rapport de pression moteur.

Le panneau avant de la DADC a un switch de sélection des voyants lumineux et un bouton d'essai.

### **II-2-1-LES PARAMETRES ELABORES PAR LA DADC :**

Les paramètres élaborés par l'ADC sont :

- altitude corrigée par BARO.
- Vitesse anémométrique calculée.
- Vitesse anémométrique vraie.
- Nombre de MACH.
- Température de l'air statique.

### **II-2-2-Les paramètres calculés et disponibles de l'ADC sont:**

- Vitesse anémométrique indiquée d'air speed/calibrated
- Vitesse anémométrique vraie
- Vitesse verticale
- Vmo/Mmo
- Température de l'air statique
- Température de l'air total
- Altitude pression (corrigée pour des erreurs statiques de source)
- Altitude corrigée barométrique
- Mach
- Pression totale
- Pression statique
- Pression d'impact
- La Température Standard Interne De Delta De l'Atmosphère (ISA)

### **II-3- Caractéristiques de nouveau système ADC :**

- Idéal pour des applications de RVSM
- All-digital pour l'exactitude et la fiabilité non surpassées
- Basse puissance d'énergie
- Poids et taille réduits pour monter près du système de Pitot/statique
- MORSURE augmentée pour le coût inférieur de la propriété
- Sonde piezoresistive à semi-conducteurs raboteuse fortement fiable.

- Sorties numériques d'Arinc 429
- **II-4-LES ENTRES ADC :**

Les pression statiques et totales sont transmises par des tubes qui aboutissent sur la boîte avant des boîtiers adc ;

Les entrées élécteriques sont :

- la température totale
- l'angle d'incidence.
- une correction barométrique transmise par les altimètres.

Des signaux électriques discrets

**a)-SONDES DE PRESSION :**

a) Pression statique :

Les orifices de pression statique sont situés de part et d'autre du fuselage, ils sont réchauffés par des résistances électrique alimentées en 28 VDC .

b) Pression totale :

2 sondes Pitot situées sur la gauche du fuselage, une est située à droite , les trois sondes sont réchauffées par des résistances électriques alimentées en 28 VCD, selon deux modes :

- fort en vol.
- faible en vol

**b)-LE TUBE DE PITOT :**

HENRI PITOT (1695,1771) physicien et ingénieur français mit au point une sonde qui, dirigée dans le sens de l'écoulement, permet de mesurer la pression statique dans un fluide , le dispositif est percé de petits trous latéraux suffisamment éloignés du point d'arrêt (point de l'écoulement ou la vitesse s'annule), pour que les lignes de courant soient parallèles à la paroi ; cette sonde combinée à une sonde de pression d'arrêt, forme une sonde de pression dynamique appelé tube de Pitot, ce dernier est souvent utilisé en aéronautique, placé en un lieu de faible turbulence, il permet de mesurer la vitesse de déplacement de l'avion par rapport à l'air.

**c)-SONDE DE TEMPERATURE TOTALE :**

Deux sondes de température totale sont fixées à l'avant de l'appareil, sous le fuselage

Ces sondes sont réchauffées par des résistances électriques alimentées en 115 Vac et Chaque sonde est connectée à sont ADC.

l'élément détecteur de la sonde est constitué d'une résistance de valeur nominale 500 ohms à 0°, cette valeur change en fonction de température , le calculateur ADC détermine à partir de cette information et après correction les températures totale et statique.

la sonde de température est un petit métal qui prélève la température d'air, qui passe à travers les cavités à l'intérieur des supports de la liaison.

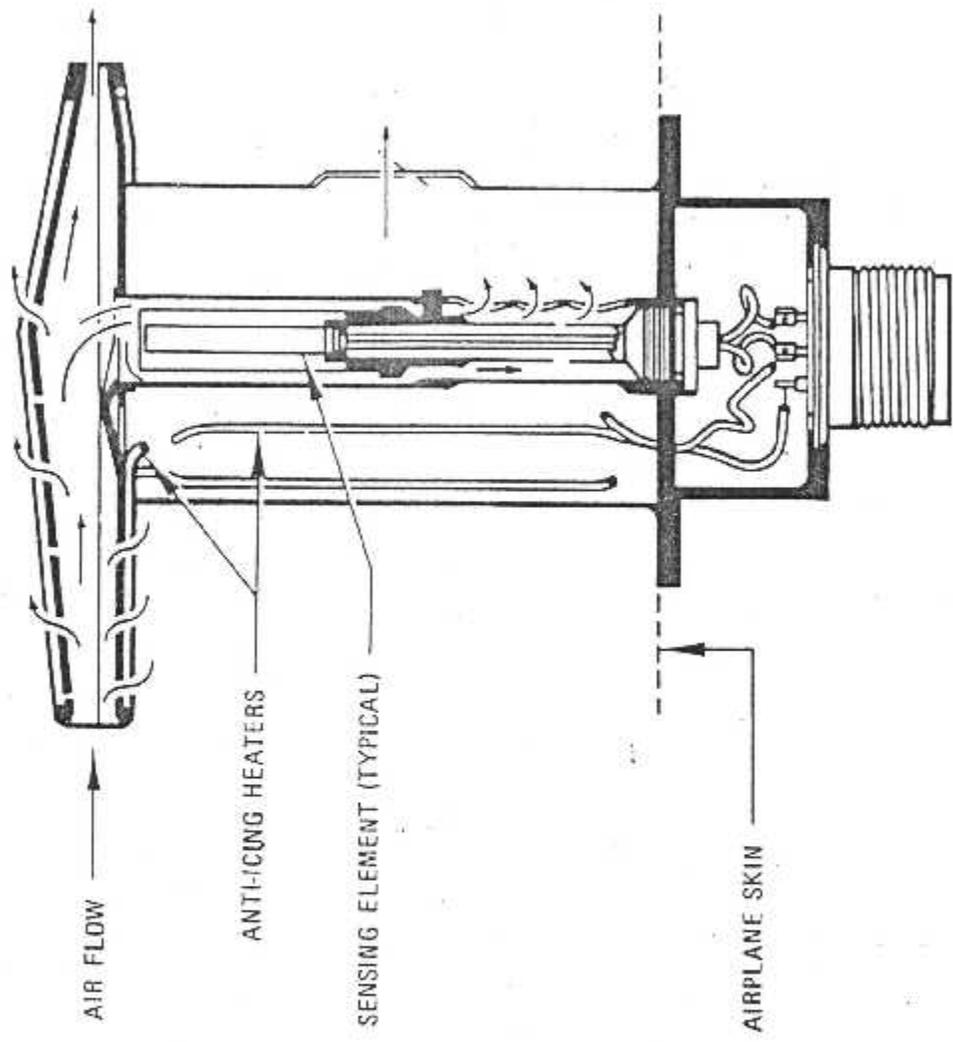


Figure 11-6 sonde de température

L'air rentre dans l'orifice d'entrée et évacue à travers plusieurs sorties sur le coté, Le capteur de température est un câble sensible, hétérologiquement plombé à l'intérieur de deux tubes constructrice.

La température de l'air autour de ces éléments sensible cause, une variation de la résistance du câble qui varie comme une fonction de température totale de l'air.

Le capteur contient des éléments chauffants pour le dégeler.

La chaleur dissipée par les éléments de chauffages est canalisée loin des éléments sensibles, C'est pourquoi les chauffages n'affecte pas la température détectée.

Le capteur est sécurisé par six vis, quand on installe le capteur, il faut s'assurer que le capteur est monté avec des entrées d'air dressées en avant (le capteur peut être incorrectement installé en arrière)

#### **d)-SONDE D'INCIDENCE :**

Trois sondes réalisent la détection d'incidence, deux sont situées à droite du fuselage, une est située à gauche

##### **1)-description et fonctionnement :**

Pour la sonde de type classique, l'ailette est mécaniquement reliée à un arbre qui commande les systèmes de transmission électrique de l'angle d'attaque.

Le rapport entre l'angle d'attaque et le capteur resolver est  $1^\circ$  resolver pour  $1^\circ$  de l'ailette, le mécanisme est amorti mécaniquement autour de l'axe de rotation. Toutefois, celui-ci est aidé par un système lui donnant une réponse dynamique suffisante (filtrage des oscillations parasites)

- le test de cet équipement s'effectue par 2 solénoïdes positionnant l'ailette à un angle d'attaque de  $+39^\circ$  à partir de sa position initiale, le panneau de test est situé en 470 VU
- l'ailette et le boîtier sont réchauffés électriquement par du 115 VAC

##### **2) positionnement sur avion :**

la sonde est positionnée à un angle de  $+25^\circ$  par rapport à l'axe du fuselage (zéro resolver égale  $+25^\circ$ ).

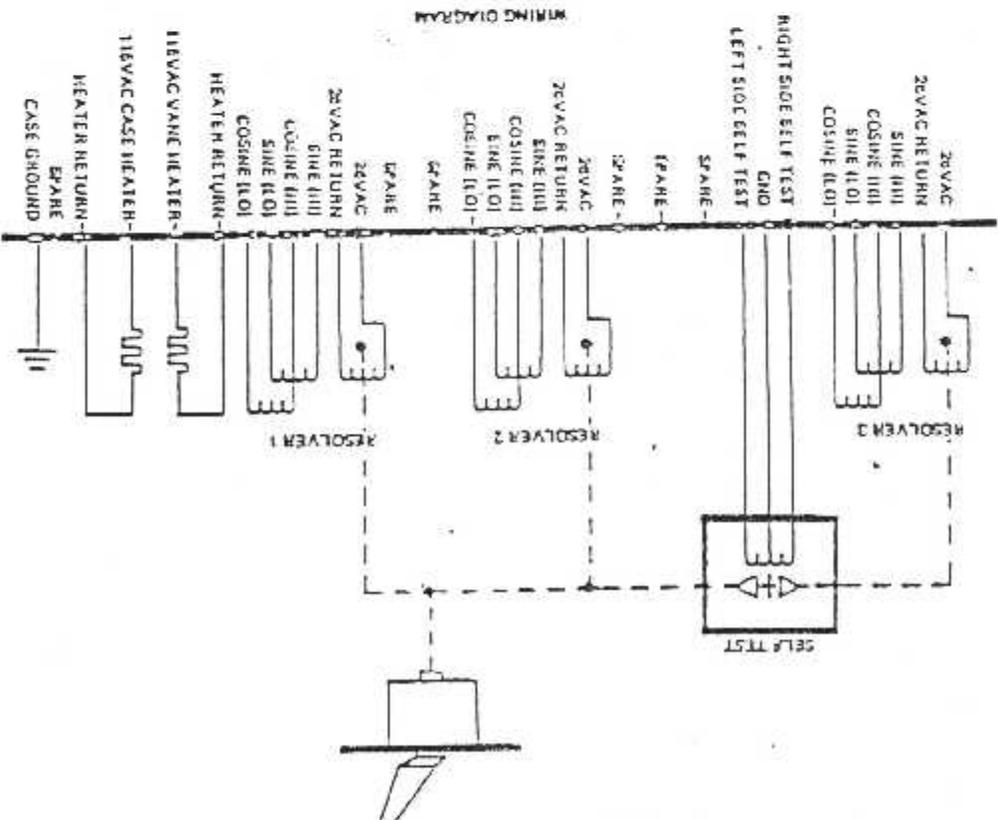
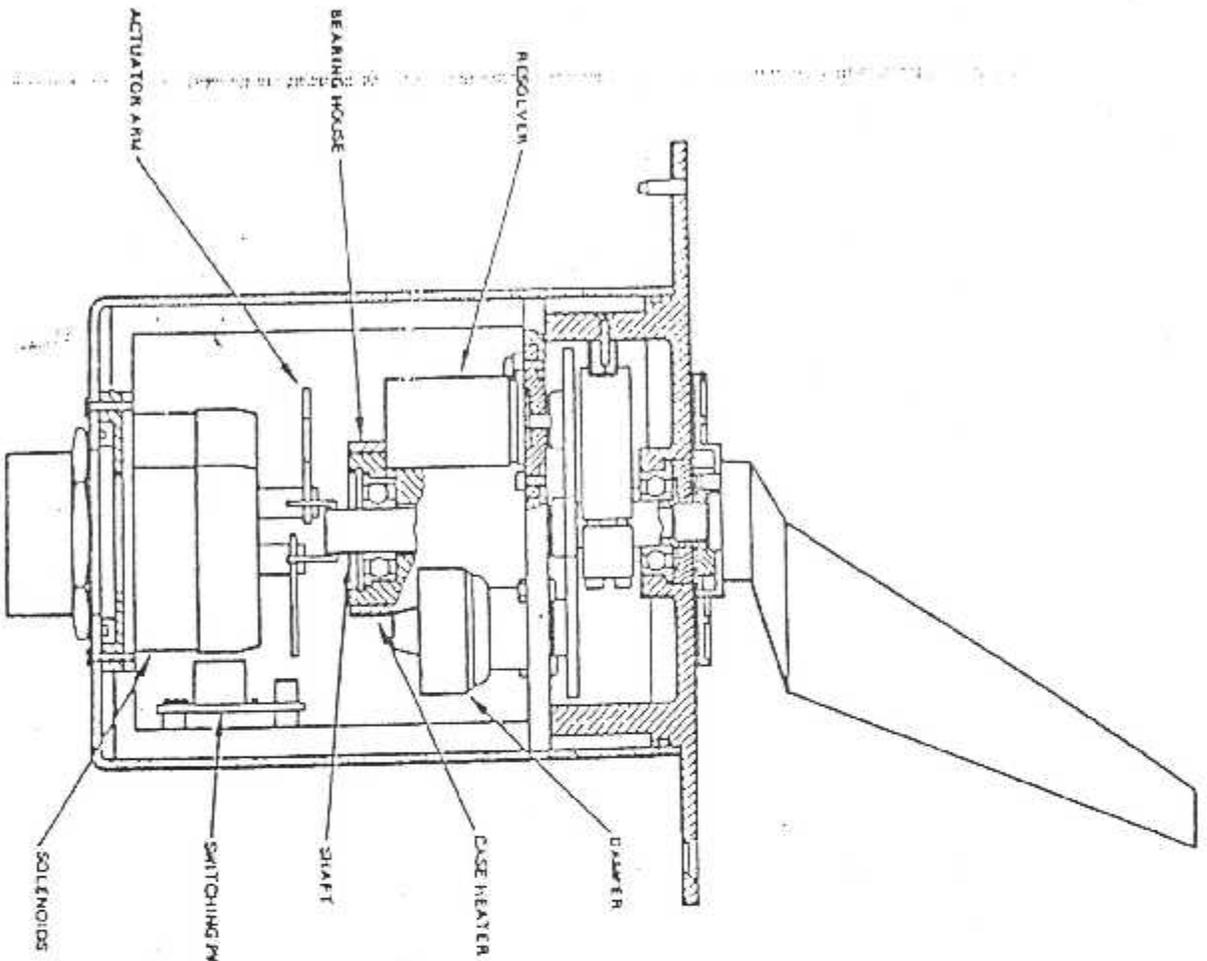
L'angle de rotation de la sonde autour du zéro resolver est de  $+ ou - 60^\circ$

De ce fait, la plage possible pour l'angle d'attaque est compris entre  $-35^\circ$  et  $85^\circ$

#### **e)-SIGNAUX DISCRETS UTILISES POUR L'A 310 :**

- Test de fonctionnement : permet le lancement d'un test.
- Type d'avion : sélection du type d'avion, pour l'A 310, le code est 6 (attribué par le bureau des normes ARINC)
- Angle d'incidence programme unique : permet l'utilisation des deux entrées de la sonde d'incidence , l'entrée n°1 est normalement utilisée dans le cas ou cette entrée n'est pas utilisable, l'ADC utilise l'autre entrée.
- SSEC (static source error correction)

Figure II-7 La sonde d'incidence



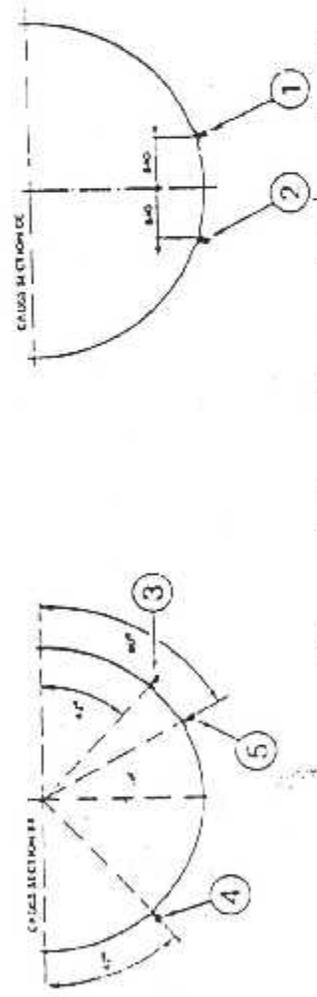
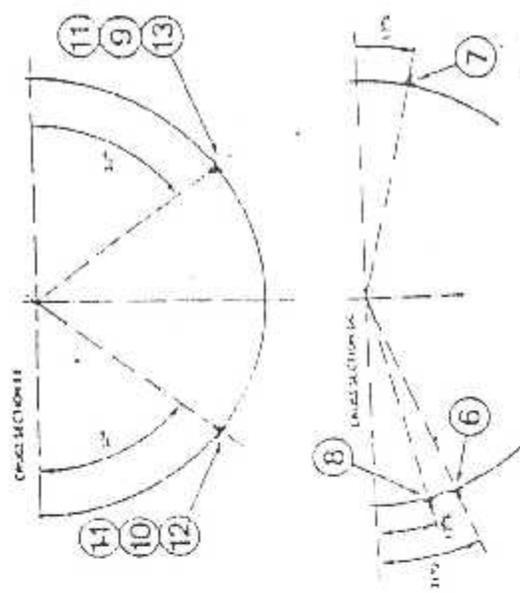
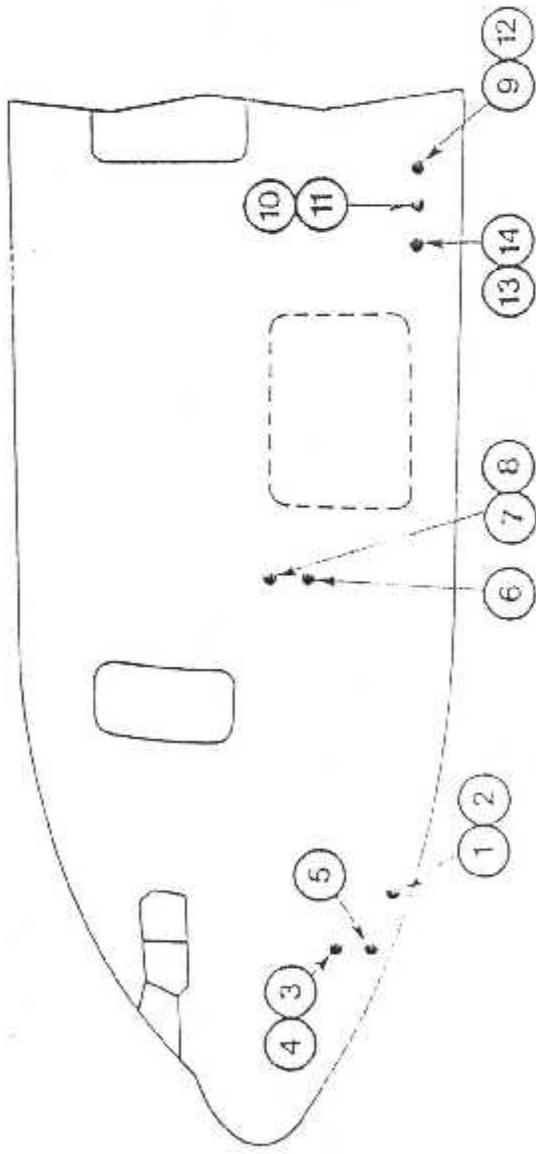


Figure II-5 emplacement des sondes d'une DADC

Cette entrée permet la sélection d'une loi de correction différente selon la configuration avion, les (02) états de cette entrée correspondent aux 2 configurations suivantes :

- position volets, inférieure à 20°
- position volets, supérieure à 20°
- correction barométrique : permet à l'ADC le traitement de 2 corrections barométrique venant des instrument commandant le pilote.
- VOL/ SOL : permet selon la position de l'amortisseur du train d'atterrissage (détendu ou comprimé) de signaler à l'ADC si l'avion est en vol ou au sol.
- identification de la source (SDI) : 2 entrées permettent selon leur câblage, de positionner l'ADC coté commandant n°1 ou coté pilote n°2
- réchauffage sonde ALPHA, TAT, pitot, statique, ces entrées signalent à l'ADC si les sondes concernées sont réchauffées ou non.

Au sol, un équipement de test peut être connecté à l'ADC pour simuler une altitude et une vitesse donnée et effectuer ainsi un contrôle complet de l'ADC et de ses liaisons avec les instruments.

#### **II-5-LES SORTIES ADC :**

Les sorties s'effectuent sur 4 bus numériques indépendants, en accord avec la norme ARINC 429.

- **le bus n°1** : intéresse les altimètres et variomètres de la planche correspondante à l'ADC (ADC1 vers la planche gauche et ADC2 vers la planche droite).
- **le bus n°2** : intéresse les 3 SGV du système EFIS ainsi que les altimètres et variomètres de la planche opposée.
- **le bus n°3** : intéresse une partie des calculateurs ainsi que les 2 systèmes ECAM.
- **le bus n°4** : intéresse le reste des calculateurs.

#### **II-6-DESCRIPTION D'EQUIPEMENT :**

##### **a)-description mécanique :**

Le calculateur d'information aérodynamique et de construction modulaire se compose de deux transducteurs de pression ou d'une carte à circuit de transducteur, 12 cartes imprimées, une carte alimentation, et un châssis

Les panneaux avant est muni de deux switches pour l'auto test, un indicateur auto test, un connecteur d'essai pour analyser la panne, deux entrées de pression (Ps, Pt), les fonctions de contrôle et d'indicateur sont:

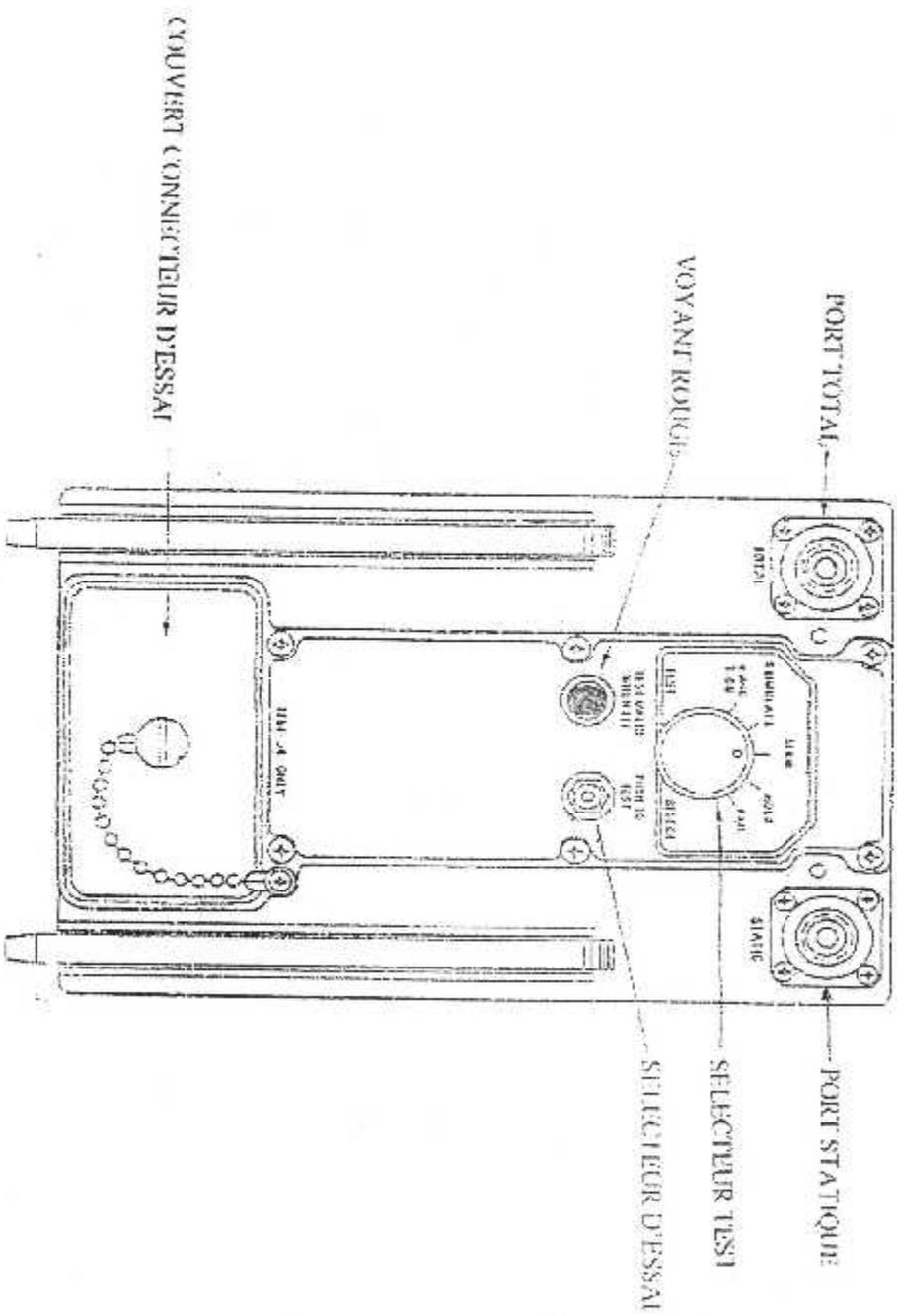
TEST SELECT: switch de selection rotative:

Sa fonction est de transmettre des valeurs fixes sur toutes les lignes de sortie du signal DADC.

INOP : position de test non utilisée

**NOTE** : les anciens modèle DADC avaient SIMULATE à la place de INOP ;

Figure II-4 face avant de la DADC



SLEW : place taux altitude à 600 pieds/mn.

HOLD : simule les circuits de maintien.

FAIL : active tous les flags d'avertissement de panne .

**PUSH TO TEST** : bouton poussoir:essai d'initiation.

**TEST VALIDE WHEN LIT** : la lumière dans les deux secondes après l'activation du test manuel est allumée s'il n'y a pas de panne.

**SONDE TOTALE** : entrée de pression totale.

**SONDE STATIQUE** : entrée de pression statique.

**TEST J4 ONLY** : connecteur d'essai pour le dépannage.

Trois prises électriques montées à l'arrière du châssis fournissent les interconnexions calculateur d'information aérodynamique avec le câblage avion.

Les différentes cartes composant la DADC sont comme suit :

A1 : micro processeur.

A2 : entrée/sortie digitale.

A3 : maintien d'altitude/ détecteur de pannes.

A4: Qpot Ac

A5: Qpot Ac.

A6 : entée analogique.

A7: Qpot DC.

A8: Qpot 5et 6.

A9 : carte processeur sortie.

A10: truc air speed synchro.

A11: CAS.

MACH SYNCHRO.

A12 : altitude synchro.

A13 : carte d'alimentation.

A14 : capteur de pression statique.

A15 : capteur de pression totale.

A14/A15 : transducteur.

A16 : châssis

#### **b)-DESCRIPTION ELECTRIQUE :**

Deux cartes branchées (A1et A9) chacune contient un microprocesseur qui commande une unité de traitement arithmétique pour effectuer des calculs de données aériennes.

Les deux cartes utilisent la technologie (LSI) , des circuits intégrés qui contient une EPROM pour le stockage de programme, une RAM, et des circuits intégrés (LSI) sont liés ensemble par des bus communs.

Les calculs faits par le microprocesseur et le processeur de sortie sont exécutés sur une base de temps commune, deux entrées de pression et une entrée de température sont converties en mots de plusieurs bits.

Figure II-3 vue des cartes de la DADC

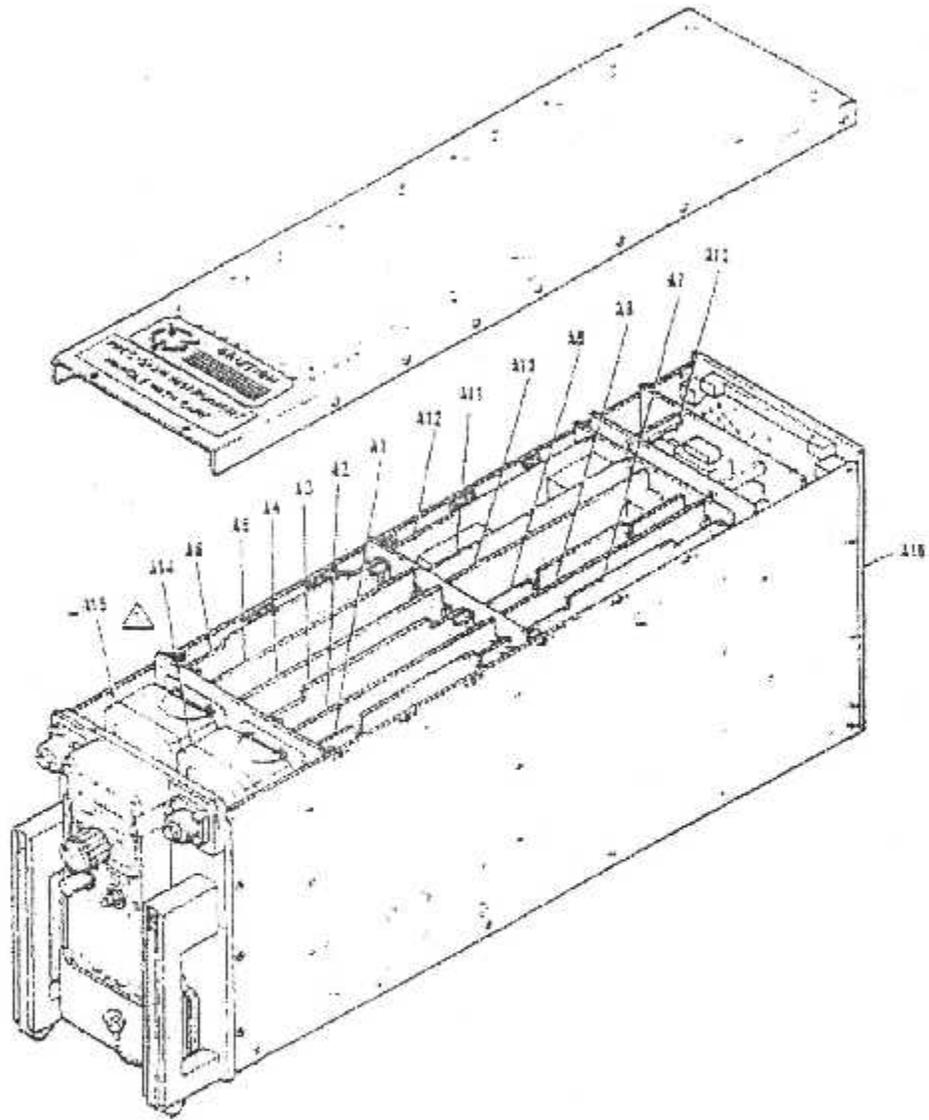
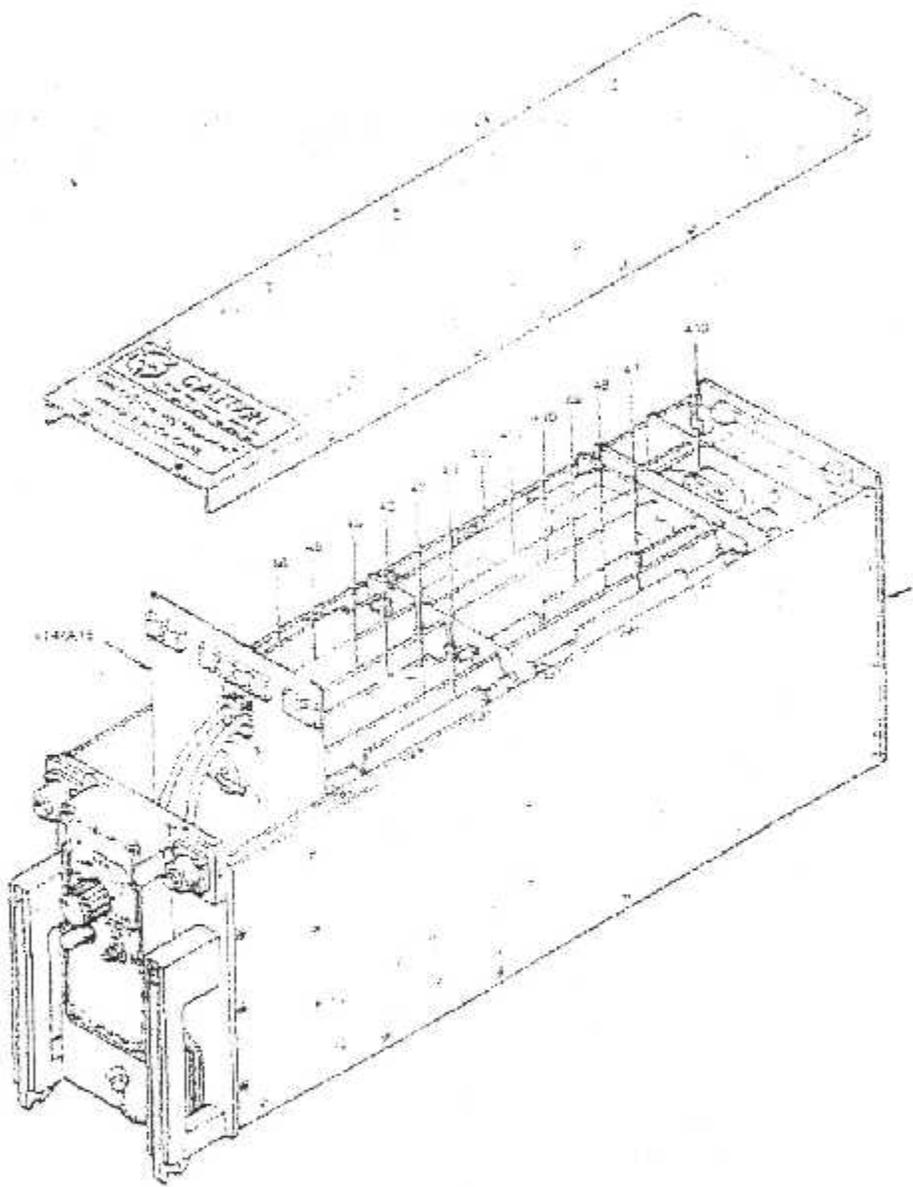
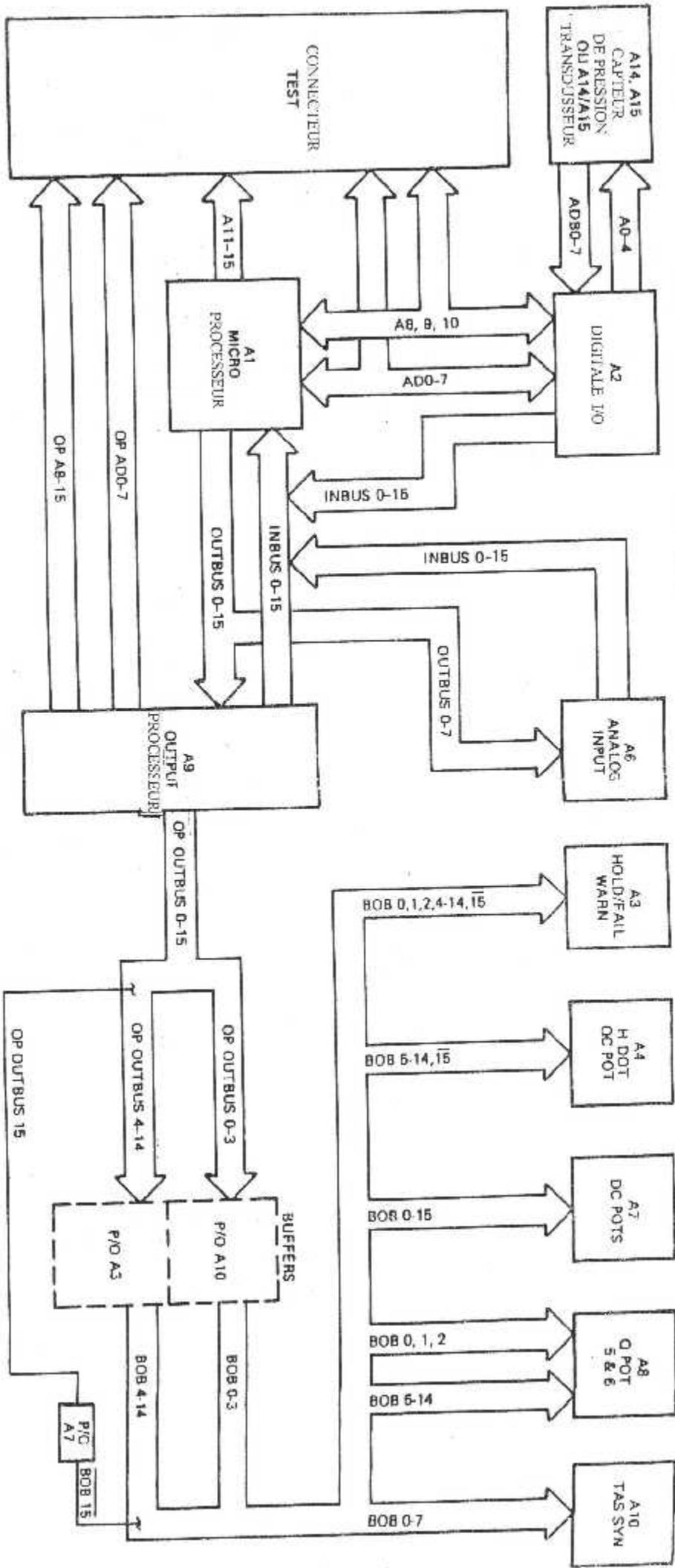


Figure 11-5 vue des cartes de la DADC





LES DIFFERENTES CARTES DE LA DADC

Les divers références de validité, et les signaux de commande sont reçus de l'avion, et son employés par les circuits de calcul (utilisant les données de pression et de température) pour fournir les sorties aux systèmes et au indicateurs de l'avion, le calculateur d'informations aérodynamiques emploie l'électronique à semi-conducteur pour exécuter les fonctions qui ont été effectuées par le dispositifs mécanique.

Il développe les signaux de maintien, les signaux de taux d'altitude, et les signaux avertisseurs de panne ;

La DADC contient un système numérique de transfert de l'information qui génère une sortie tri-niveau vers les instruments et dispositifs compatibles, avec la norme d'ARINC 429, un code altitude est également produit pour le système transpondeur (émetteur-récepteur) ATC, la DADC contient aussi un système de surveillance et d'auto test

### **II-7-FONCTIONNEMENT GENERALE :**

La DADC emploie des entrées primaires (pression statique, et pression totale et la température) pour calculer les informations aérodynamique.

La DADC a aussi pour entrée, l'alimentation, les tensions de référence, les signaux de commande, et des entrées programmées pour informer la DADC dans quel avion il est installé.

Elle contient un système de calcul qui utilise l'information d'entrée (tension analogiques et numériques) et fournit en sortie l'altitude, vitesse, température, et leur dérivation, la DADC emploie l'information d'entrée pour :

- Développer les signaux numériques analogiques et synchro pour des paramètres de données aériennes.
- produire des sorties synthétisées de rapport AC et DC
- calcul les taux d'altitude.
- développer l'altitude, vitesse, et signaux MACH.
- produire un code de contrôle de trafic aérien (ATC).
- produire les flags d'avertissement.
- transmettre les informations digitales en série ;

La carte microprocesseur (A1) et le processeur de sortie (A9) commandent une unité de traitement arithmétique pour réaliser des sorties sur 32 bits, les deux cartes contiennent une EPROM pour le stockage du programme, une RAM pour la mémoire de zone de travail, et des ports entrées/ sorties pour la communication sur des autobus communs.

Tous les calculs de la DADC sont exécutés sur une base de temps commune.

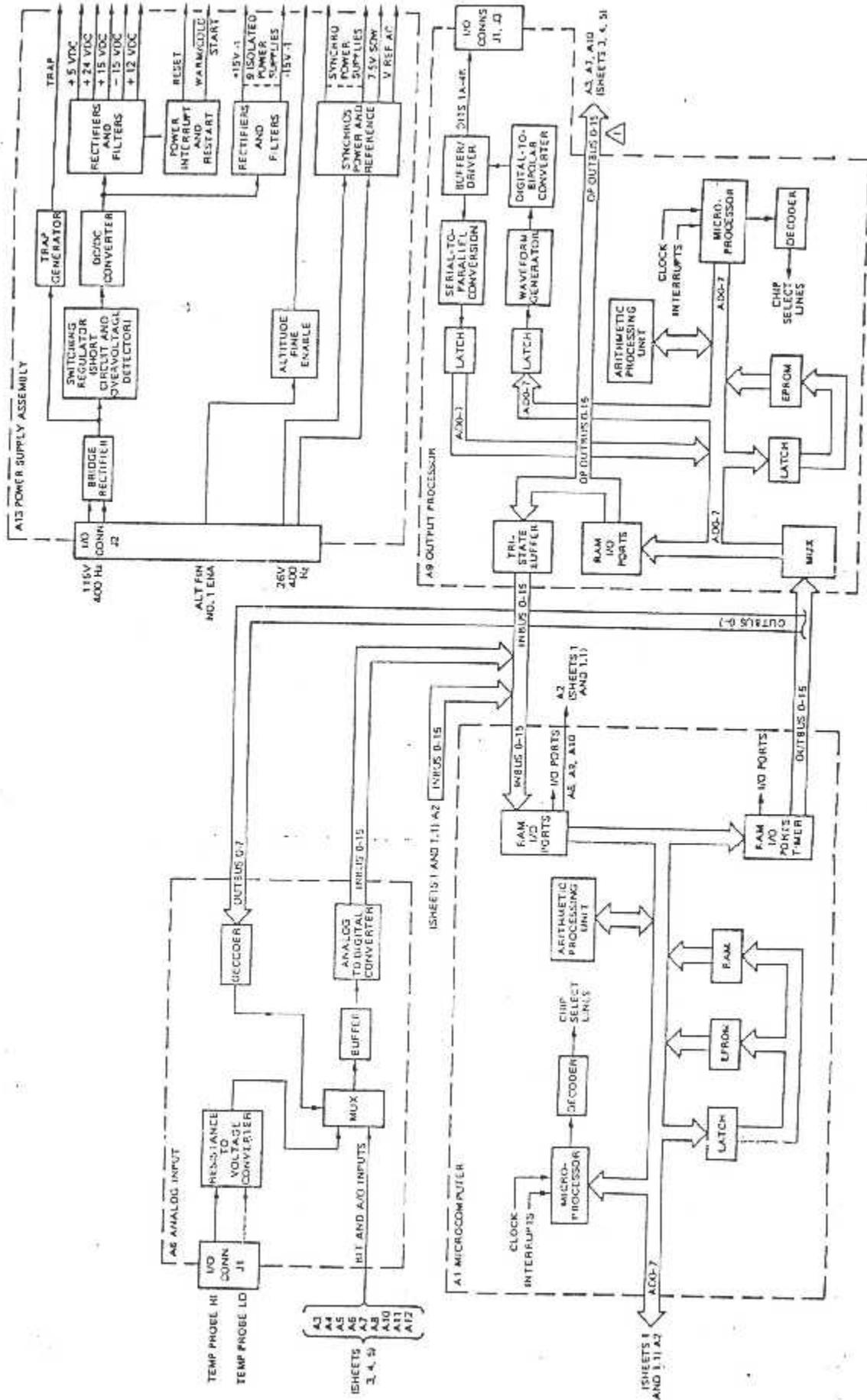
Le processeur de sortie A9 contient aussi un système digital de transfert d'informations.

La DADC a deux capteurs de pression A14 et A15 ou un capteur de pression A14/A15, Ces capteurs de pression sont identiques et peuvent être échangés .

Chaque capteur de pression convertit la pression d'entrée en signal digital

Un capteur de pression A14 et utilisé pur la mesure de pression statique, et l'autre capteur de pression A15 est utilisé pour la mesure de la pression totale.

Figure II- schéma synoptique A1, A9, A6 et A13



Le capteur de pression A14/A15 a une sonde double qui mesure les pressions statique et totale, Le capteur de pression est un diaphragme de silicium qui contient des piézorésistances, La résistance varie avec la pression exercée sur elle et sera convertie en tension à partir d'un courant venant d'une source de courant fixe.

Cette tension va être amplifiée, elle devient numérique à partir d'un convertisseur de tension à temps impulsion, Plus la pression est grande, plus l'impulsion de ce signal est large.

Ce convertisseur est généré par un signal d'horloge de 651 HZ qui vient de A2.

La validation de ses compteurs se fait par le signal numérique, ceci détermine combien d'impulsions 24 MHz peuvent être synchronisées dans le compteur de 20bits, Plus l'impulsion du signal numérique est large, plus le compteur fonctionne long temps et plus le compte accumulé dans le compteur est grand.

Le microprocesseur lie ses compteurs à des intervalles déterminés par une interruption de matériel.

Les données de sortie des capteurs de pression sont non linéaires et doivent être linéarisées avant le traitement.

Les constantes utilisées pour linéariser les sorties sont stockées en EPROM situé dans les capteurs de pression, les constantes stockées dans la PROM ou sont uniques pour chaque capteur.

Un programme de correction d'erreur statique (SSEC) est stocké dans la PROM, Le programme SSEC est utilisé par la DADC pour compenser des différences en pression statique due aux erreurs de source statique sur l'avion. Informe le microprocesseur A1 sur quel avion, la DADC est installée pour programmer la correction désirée.

La troisième entrée principale employée pour mesurer la température est en platine, L'information de température est introduite dans la carte A6 comme une valeur de résistance, cette valeur dépend de la température.

La résistance de la sonde est convertie en tension et la tension est alors convertie en une représentation digitale par le convertisseur analogique/digital de la carte A6.

Le microprocesseur indique le mot digital représentant la température totale à des intervalles indiqués par le programme.

Il y a neuf synchro dans la DADC.

Le signal synchro TAS est développé par la carte A10.

Le signal synchro MACH et CAS sont développés par la carte A11, et A12 développe les signaux synchros de l'altitude fine et grossière, les sorties synchros sont développés à partir de deux tensions analogique.

Un représente le 'SINUS' de l'angle synchro, et l'autre représente le 'COSINUS' de l'angle synchro désiré.

Les tensions analogiques SIN et COS sont calculées par le programme et sont envoyées au multiplexeur (A10) comme signaux analogiques.

Les signaux analogiques (SIN, COS) entrant de A7 seront convertis en des signaux sinusoïdaux dont la valeur de l'amplitude correspond aux entrées continues SIN et COS.

Les temps d'impulsion sont générés par la carte A12 pour commander les circuits synchrones.

Les sorties SIN et COS de chaque synchro sont introduites dans un transformateur pour produire un signal de sortie synchro.

Il y a cinq Qpot AC synthétisés dans A5, ses sorties représentent des branches de potentiomètre AC.

Elles sont désignées à la branche CWS, branche Qpot 9, branche Q pot 8, branche Q pot 7, branche Qpot 10, branche Qpot 2.

Une sortie Q pot AC est développée en multipliant la tension de référence d'entrée AC par un nombre inférieur ou égal à 1, commandé par le microprocesseur, la tension de référence d'entrée AC est le signal haut et bas d'un transformateur d'entrée, cette entrée représente les deux bornes et le point commun du potentiomètre.

Le secondaire du transformateur d'entrée est modulé dans le multiplicateur de Qpot pour produire une onde SINUS de 400HZ ayant une amplitude proportionnelle au signal d'entrée analogique envoyée du microprocesseur par l'intermédiaire du convertisseur D/A de A7.

Le signal d'entrée analogique est appliqué sur chacun des circuits de multiplicateur Qpot sur une base de temps commune.

Les signaux de sortie de multiplicateur Qpot sont fournis à l'avion par un transformateur d'isolement, il y a trois groupes de potentiomètres DC qui sont synthétisés de manière légèrement différente, un groupe qui est isolé du châssis, il est situé sur la carte Q pot DC A7.

Il comprend MACH TRIM1, MACH TRIM2, pression cabine, CAS, et température (TAT), la tension de la branche (wiper) de ce potentiomètre d'alimentation l'amplificateur différentiel.

Les sorties de l'amplificateur différentiel quittent A7, elles sont envoyées à la carte analogique A6 pour la conversion analogique / numérique.

Le nombre numérique représentant la tension de référence est alors multipliée dans le microprocesseur par une fonction d'altitude et/ou de vitesse et retournée à A7 sur les bus de mémoire de sortie comme BOB4-14 et BOB 15, l'information numérique sur le bus de sortie est alors convertie en une valeur analogique, elle sera multiplexée à l'échantillonneur bloqueur du circuit potentiomètre approprié DC.

La valeur stockée dans le circuit échantillonneur est mesurée pour fournir une sortie représentant une tension de branche (wiper) du potentiomètre.

Un deuxième groupe de potentiomètre DC se compose de Qpot1, 3, et4 de la carte A4 et Qpot 5 et6 de A8.

Ces Qpot sont également isolés du châssis et sont générés comme suit :

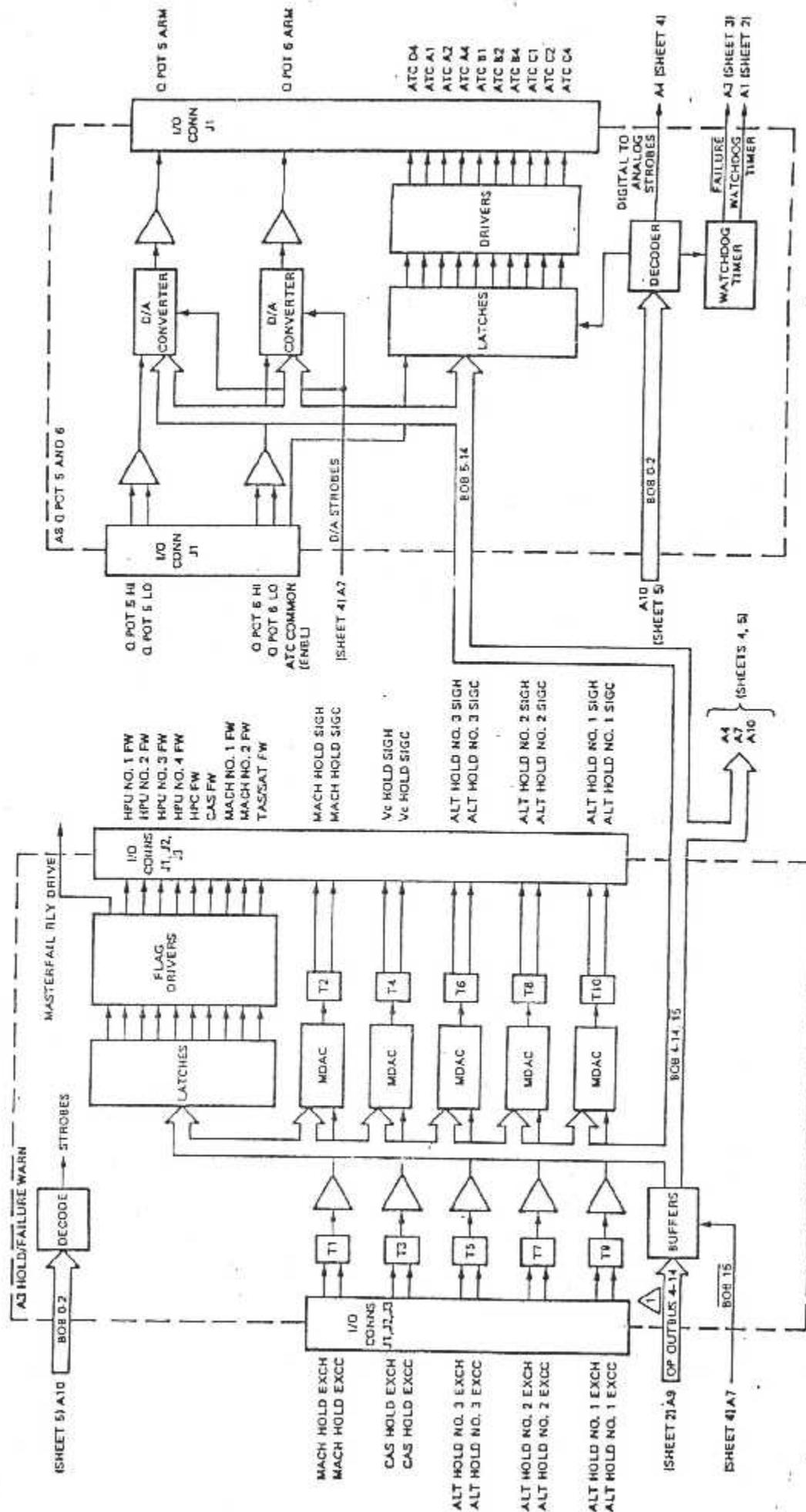


Figure II- schéma synoptique A3, A8

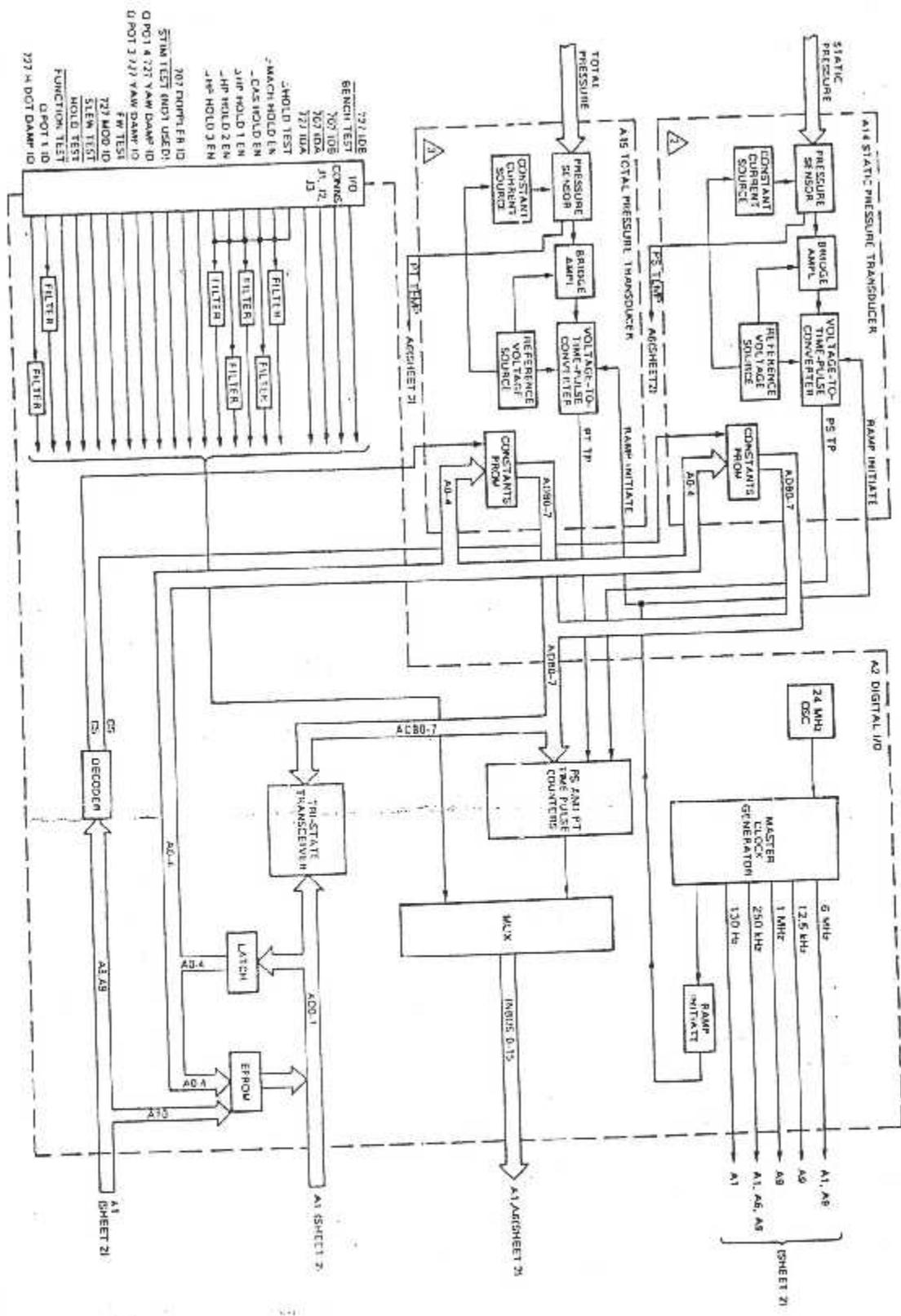


Figure II- schéma synoptique A14, A2

Les tensions d'entrées représentant les deux branches et le commun d'un potentiomètre alimente à un amplificateur différentiel, la sortie de l'amplificateur différentiel sera la tension de référence pour un convertisseur digital/ analogique, le microprocesseur envoie l'information numérique au MDAC sur le bus de sortie BOB 5-14 et BOB 15.

L'information digitale mesure la tension de référence AC assurée au MDAC est mesurée pour fournir une tension représentant la tension de branche (wiper) de ce potentiomètre.

Un troisième groupe de potentiomètre DC se compose du potentiomètre de température statique (SAT) sur A10.

Les sorties branches (wiper) de ses potentiomètres sont développées à partir d'entrées analogiques, des valeurs du signal d'entrée analogique sont produites par le microprocesseur et multiplexées dans le circuit échantillonneur /bloquer.

La valeur stockée dans ce circuit représente la tension de la branche du potentiomètre, la tension de référence pour TAS et SAT est produite à l'intérieur de la DADC et est fournie pour usage externe.

Cinq circuits de maintien sont générés dans la carte HOLD/FAIL A3 ce sont :

Le maintien d'altitude 1, 2 et 3, le maintien de vitesse, et le maintien de MACH.

Un circuit de maintien produit un signal de sortie AC d'une tension d'entrée de référence, et l'information digitale fournie par le microprocesseur.

La tension de référence d'entrée est fournie au circuit de maintien par un transformateur d'isolement, le secondaire du transformateur d'isolement est protégé et appliqué à l'entrée de référence du MDAC.

L'information digitale fournie au MDAC à partir du microprocesseur sur le bus protégé de sortie détermine le gain et la phase du signal de sortie du MDAC.

Un transformateur de sortie fournit une tension d'isolement AC au pilote automatique de l'avion, l'amplitude de la tension de sortie est proportionnelle à la différence entre l'altitude actuelle de l'avion vitesse ou mach, et la valeur réglée (désirée).

La carte HOLD/FAIL WARN A3 contient aussi neuf circuits d'avertissement de panne.

Le microprocesseur envoie le signal d'avertissement de panne sur le bus de sortie.

Ces flags sont stockés dans une mémoire sur A3 un 51° logique stocké dans la mémoire indique le fonctionnement normal, et le 0 indique la panne.

Une tension de référence est fournie au MDAC à partir d'une alimentation.

Le microprocesseur envoie l'information digitale sur le bus protégé BOB 5-14, 15 pour changer le gain et la phase du gain du MDAC en fonction du taux d'altitude, les circuits de ses derniers sont sur A4, la sortie du MDAC est protégée et envoyée à l'avion comme indication de taux d'altitude.

Le microprocesseur transmet le programme (ATC) (contrôle de trafic aérien) et le code d'altitude à A8.

Ces mémoires maintiennent le code ATC tandis que le microprocesseur accomplit d'autres tâches.

La DADC contient un système digitale de transfert de l'information numérique qui répond a la norme ARINC 429-2.

L'émetteur DITS est sur la carte processeur de sortie A9.

Des données numériques du microprocesseur sont mémorisés dans les circuits DITS, converties en onde unipolaire série et digitale.

Un signal moniteur est envoyé et récupère par le microprocesseur de sortie pour qu'il puisse être comparé à l'information originale envoyée au circuit DITS.

Le signal utilise pour cette comparaison est piqué de la ligne de sortie DITS, est convertie de donnée série en parallèle, et retournée au microprocesseur pour l'auto test de sortie DITS.

## **II-8-QUELQUES SORTIES DE LA DADC AUX DIFFERENTS EQUIPEMENTS :**

### **II-8-1-Sorties au pilote automatique :**

L'Adc-3000 fournit l'altitude, la vitesse anémométrique, le Mach, la vitesse verticale et d'autres sorties de données aériennes au pilote automatique sur un autobus numérique périodique d'Arinc 429.

### **II-8-2-Sorties aux instruments électroniques de vol :**

Le CAD fournit les sorties numériques aux systèmes d'instrument de vol électronique (EFIS) par les bus numériques périodiques d'Arinc 429 allant à chaque instrument. Chaque rendement est capable de conduire jusqu'à dix charges d'instrument.

### **Sorties aux sous-ensembles d'avion :**

L'ADC fournit les sorties auxiliaires séparées à de divers sous-ensembles d'avion comprenant la survitesse avertissent, les systèmes d'avertissement d'avion externe et le bus numérique périodique d'Arinc 429 pour les circuits de bord auxiliaires.

### **II-8-3-Données De Détail De l'Avion ADC :**

Les données spécifiques d'avion sont intégrales à l'ADC. L'ADC stocke l'information qui est unique au type d'avion particulier. Pour s'assurer que l'ADC est le correct pour l'avion, il contient un code de type d'avion qui doit assortir l'information de fil de code de l'avion.

## **II-9-INSTRUMENTS DE MESURE :**

### **II-9-1-GENERALITES :**

On groupe sous le label instruments anémométriques et altimétriques, les instruments qui mesurent l'état physique de l'air. Nous trouverons comme principales grandeurs physiques à mesurer :

La pression total Pt, qui est la pression de l'air mesurée dans le sens de l'écoulement. La pression total dépend de la vitesse propre de l'avion par rapport à l'air

La pression statique  $P_s$ . Qui est la pression de l'air mesurée lorsque la vitesse de l'air par rapport à l'avion est nulle. La pression statique est donc indépendante de la vitesse de l'écoulement de l'air

La température statique  $T_s$  .qui est la température de l'air au repos à proximité de l'avion.

### 1)-L'ALTIMETRE:

La pression atmosphérique diminue avec l'altitude, on a choisit d'utiliser cette variation comme mode de calcul de l'altitude.

L'altimètre est un instrument barométrique qui mesure une pression .par l'intermédiaire d'un système d'aiguille, il fournit au pilote une distance entre cette pression mesurée ( $P_s$ ) et une pression de référence nommée ( $P_0$ ) nommée également pref choisie par le pilote à l'aide d'une molette de calage par exemple la pression de référence peut être la pression mesurée au sol.

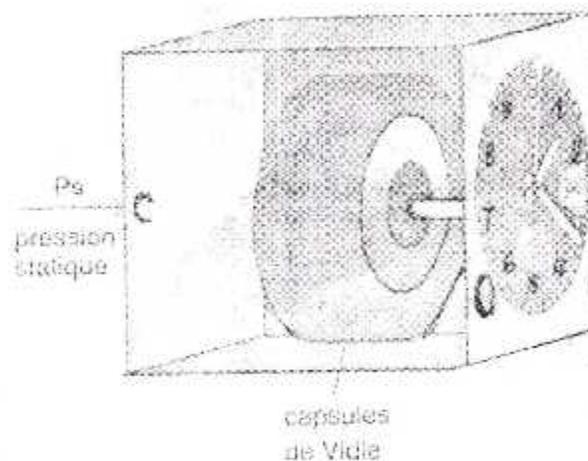


figure II-13

#### a)- fonctionnement :

Une prise de pression statique conduit la pression  $P_s$  dans un boîtier étanche où est placée une capsule barométrique qui se déforme sous l'effet de variation de pression statique (capsule de Vidie), un mécanisme retransmet ces variations à une échelle graduée en pieds (ft) un bouton de calage permet à l'utilisateur d'ajuster l'instrument à la pression de référence  $P_0$

Dans l'altimètre, le mécanisme amplificateur est très important, en effet, la capsule mesure des variations de pression faible et donc l'élongation maximale  $E$  de la capsule a une valeur de l'ordre de millimètre, or, sur un altimètre, l'aiguille des centaines de pieds effectue un tour sous les milles pieds ;

L'altimètre donc est doté d'un mécanisme qui amplifie un mouvement 360 fois (ou plus suivant le type d'altimètre), cet ordre de grandeur de l'amplification (totalement mécanique) donne une idée des frottements qu'implique ce type de mécanisme.

Le but du constructeur est de faire indiquer une altitude à cet instrument, c-à-d de faire correspondre au pied de la colonne d'air située sur le schéma suivant :

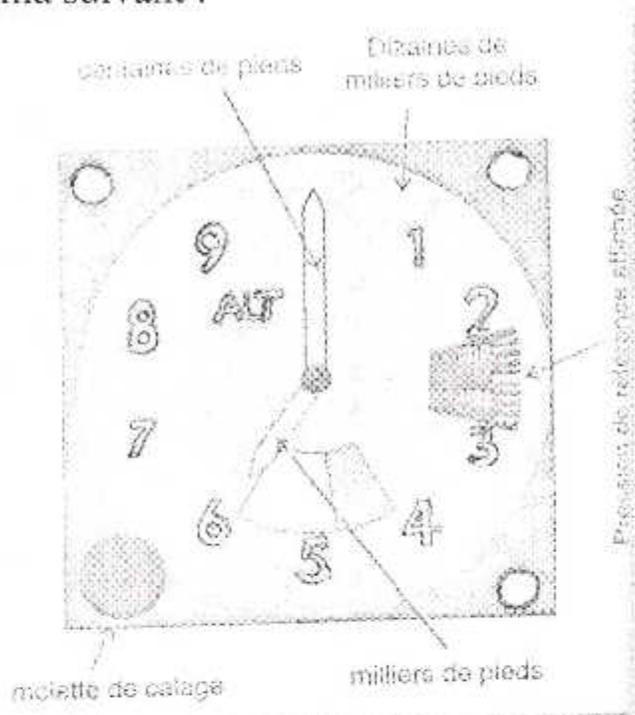


Figure II-14

## b)-utilisation :

### b1- le calage de l'altimètre :

Si le pilote veut connaître sa hauteur par rapport à un aéroport, il choisira comme pression de référence (ou pression de calage), la pression en hecto pascal qui règne au sol sur l'aéroport nommée QFE. Cette pression lui est fournie par le contrôleur de l'aéroport en phonie, si le pilote veut connaître son altitude, il choisira la pression qui régnerait à l'altitude zéro (niveau de la mer) qui est nommée QNH.

Pour se conformer aux règles de la circulation aérienne à partir d'une certaine altitude (nommée altitude de transition), le pilote doit voler au niveau de vol, et tous les avions utilisent le même calage de 1013,25 hectos pascaux.

L'altimètre est utilisé comme moyen de séparation entre aéronefs, les avions en croisière au-dessus de l'altitude de transition, utilisent tous le même calage altimétrique (1013,25 h pa) ce qui permet aux contrôleurs d'attribuer des niveaux de vol différents aux avions et maintenir ainsi une séparation verticale entre aéronefs.

Le modèle le plus utilisé en Europe est l'altimètre décrit ci-dessus, mais on peut trouver des altimètres à affichage numérique, dont les pressions de référence peuvent être graduées en pouces (inches) de mercure, en millibar, avec :

1 hecto pascal = 1 millibar

1013,25 h pa = 29,92 inches de mercure = 1013,25 millibars

### c-les erreurs de principe de l'altimètre

Rappelons que l'altimètre indique une différence d'altitude suivant la règle de variation de la pression de l'atmosphère standard, c -à -d que l'altimètre transforme la différence de pression ( $P_s - P_0$ ) en différence d'altitude entre  $P_s$  et  $P_0$  est fonction de la température .

Les avions qui doivent être séparés (au sens du control aérien), évoluent dans la même masse d'air et ont des altimètres fonctionnant suivant le même principe. Ils ont le même calage : 1013,25 h pa (calage pour voler en niveau de vol)

Les altimètres font donc tous la même erreur de principe, plus l'air est froid, plus la distance entre deux niveaux de vol est faible, donc danger pour le pilote.

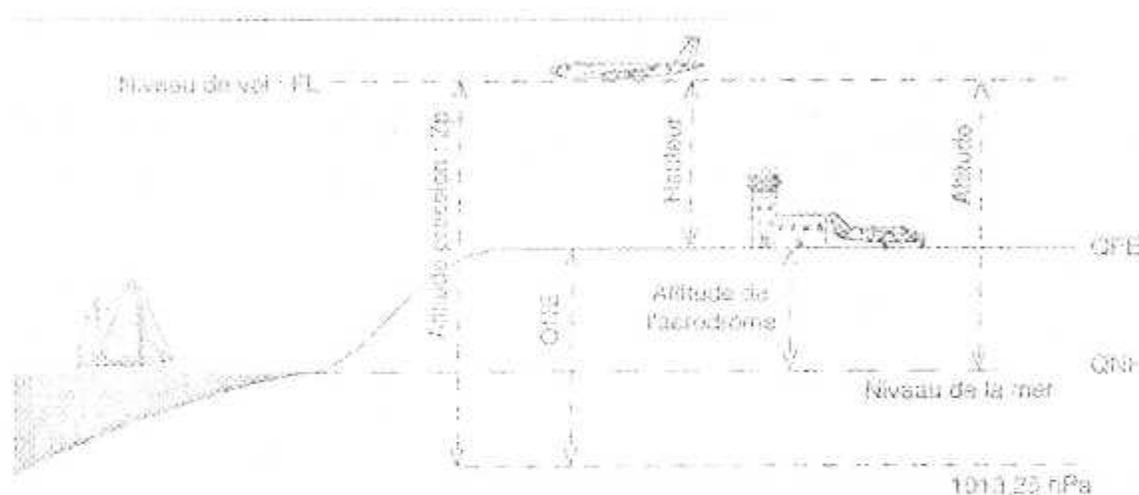


Figure II-15 : calage altimétrique

### d- précision mécanique :

On tolère une erreur instrumentale de 3 h pa , erreur mesurée entre le QFE donnée par le services de contrôle et le QFE lu sur l'altimètre au sol indiquant zéro pied.

### 2- le variomètre :

Le variomètre indique une vitesse verticale nommée Vz, de montée ou de descente.

Il est gradué en pieds par minute (ft/min) et parfois en mètres par seconde, son principe est la mesure de variation de pression atmosphérique, lors d'une montée ou d'une descente.

#### a)-fonctionnement :

On introduit dans un boîtier la pression statiques qui règne autour de l'avion dans ce boîtier le constructeur place un manomètre sensible aux variation de pression statique (capsule de Vidie), le manomètre n'est pas étanche, c-à-d que dans l'intérieur de la capsule règne une pression statique  $P's$ , cette pression pénètre dans la capsule par un tube capillaire

(de très faible section) ce qui provoque le retard, si l'avion est en montée ou descente :

- dans le boîtier, nous trouvons la  $P_s$  réelle (instantanée)
- dans la capsule, nous trouvons la pression statique qui régnait autour de l'avion quelques secondes plus tôt.

L'élongation  $E$  de la capsule est donc fonction de  $(P_s' - P_s)$ .

L'ouverture de capillaire définit l'échelle d'écart de temps  $\Delta t$

La capsule mesure donc la variation de pression pendant le temps  $\Delta t$ , soit :  $ps'' - ps / \Delta t$

Si l'avion est en palier :  $P_s = ps'$  et  $V_z = 0$ ,

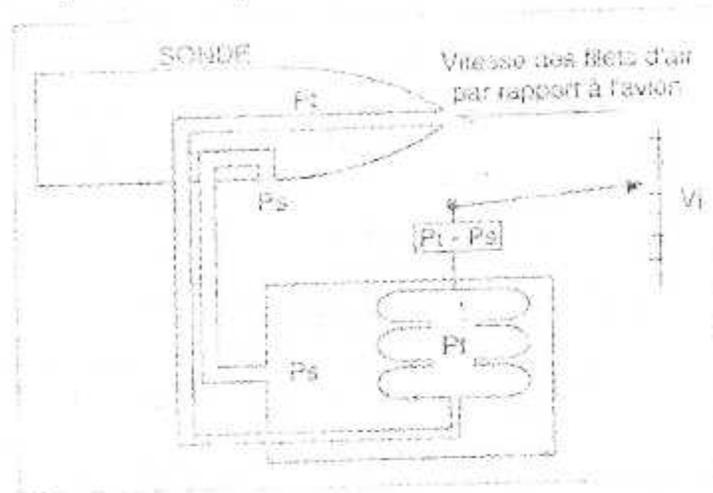


Figure II-16 : schéma de principe de variomètre.

### C)-précision

En condition d'atmosphère standard, et en montée ou descente stabilisée, c-à-d, avec une  $V_z$  constante, le variomètre mécanique est un instrument précis, On retiendra qu'il est précis a long terme.

En début d'évolution, c-à-d au début de la montée ou de la descente, le variomètre est imprécis, il a besoin d'un certain laps de temps pour réaliser la mesure à court terme, le variomètre est imprécis car , par principe , il indique une mesure avec un certain retard.

Considérons un variomètre dans un avion en début d'évolution, (mise en montée) ; l'avion monte avec une  $V_z$  instantanée qui devrait correspondre à une élongation  $E$  de la capsule, si en mesure l'élongation de la capsule en fonction du temps, on constate que plusieurs secondes sont nécessaires pour que la capsule atteigne l'élongation qui correspondre à la  $V_z$  de l'avion, a long terme après une dizaine de secondes, la capsule présentera une élongation conforme a la  $V_z$ .

#### d-le mécanisme de correction :

Le variomètre est un instrument qui fournit une indication avec retard, alors que le pilote l'utilise pour le pilotage en temps réel, les constructeurs on donc essayés d'améliorer le temps de réponse avec des variomètres

instantanées, un variomètre instantané est doté d'un ou plusieurs accéléromètres qui sous l'effet d'une accélération verticale (variation de  $V_z$ ) modifiant la pression ( $p_s''$ ) à l'intérieur de la capsule afin de diminuer le temps de réponse de l'indicateur.

En vol stabilisé à  $V_z$  constante, les accéléromètres sont inopérants, et nous retrouverons un variomètre classique, en fait, ces accéléromètres agissent comme une pompe qui fonctionne lors d'une variation brusque de vitesse, ce qui diminue le temps nécessaire à la mesure.

#### **e- utilisation :**

En descente, sur avion non pressurisé, le pilote réglera sa descente avec une vitesse verticale compatible avec le confort de ses passagers, problème d'oreille lors de variations de pression trop importantes ;

Une  $V_z$  confortable pour les passagers est de

300 à 500 ft par minute et la  $V_z$  maximale de 900 ft / min

Le pilote pourra garantir grâce au variomètre, un plan de descente  $\sigma$  constant.

Nous avons :  $V_z = V_p \sigma$  avec :  $V_z$  et  $V_p$  en mètres par seconde et  $\sigma$  en radians

L'anémomètre permet de mesurer la vitesse de l'aéronef, il est également nommé (badin).

La plupart des anémomètres sont gradués en nœuds  $Kt$ , mais il existe également des anémomètres dotés d'une échelle en miles terrestre par heure (MPH), ou en kilomètres par heure (km/h)

L'anémomètre est un des instruments les plus importants de la planche de bord, il aide au pilotage, car la vitesse est un élément primordial (respect de la sustentation, vitesse d'approche...), et à la navigation (estimée de temps de passage sur une balise).

Sur l'anémomètre, figurent des arcs ou secteur coloriés :

Arc blanc : plage de vitesse autorisée avec les volets sortis en configuration atterrissage, la limite inférieure de l'arc blanc est la vitesse de décrochage calculée à la masse maximale de décrochage et plein volets :  $V_{SO}$  (stall vitesse).

La limite supérieure de l'arc blanc est nommée :  $V_{FE}$  (flaps extended velocity).

$V_{FE}$  peut prendre plusieurs valeurs suivant le braquage des volets

Arc vert : plage de vitesse en utilisation normale, en lisse (train et volets rentrés)

La limite inférieure de l'arc vert est la vitesse de décrochage à la masse maximale de structure

Au décollage : volets rentrés :  $V_{SI}$

La limite supérieure de l'arc vert est la vitesse à ne pas dépasser en atmosphère agitée : VNO

(Normal operating velocity)

-arc jaune : plage des vitesses interdites en atmosphère turbulence, cette plage de vitesse est entre VNO et VNE (never exceed velocity). VNE est matérialisée par un trait rouge.

Il fournit une vitesse nommée vitesse indiquée (VI).

### **II-3-a-mesure de la vitesse :**

Pour mesurer la vitesse, les avionneurs installent une sonde orientée vers l'avant de l'avion, cette sonde mesure la pression totale (Pt), fonction de la vitesse perpendiculaire à la vitesse, en mesure la pression statique indépendante de la vitesse, la prise de pression statique (Ps) peut être située sur la cellule ou sur la sonde, (perpendiculairement à l'écoulement).

Les deux pressions sont admises dans un manomètre différentiel qui mesure la différence entre les deux pressions

Le manomètre différentiel est déformé sous l'effet de la différence de pression, cette élongation est transformée par un mécanisme de rotation de l'aiguille devant un cadran gradué.

Il faut noter que ce mécanisme est tout simple par comparaison avec un altimètre, l'instrument est ensuite étalonné afin de faire correspondre la différence de pression à une vitesse.

Cette différence de pression (Pt-Ps) nommée pression dynamique, est une fonction de la vitesse propre  $U_p$  (vitesse de l'avion par rapport à l'air sur la plupart des avions modernes le tube de Pitot ne mesure que la pression totale, la pression statique est mesurée par des prises placées symétriquement de part et d'autre de fuselage les deux prises symétriques sont reliées entre elles ce qui pour effet de neutraliser l'éventuelle différence de mesure dues à un vol dissymétrique

Remarque : si la prise de pression statique n'est plus perpendiculaire à l'écoulement, elle se comporte alors comme une prise de pression totale ce qui diminue la valeur de la vitesse indiquée. Si la sonde ne mesure que la pression totale elle est nommée : tube de Pitot

### **II-3-a)-influence du givrage :**

La prise Pitot est sensible au givrage au même titre que les

Bords d'attaques des ailes, les hélices pour minimiser les risques, on équipe le tube de Pitot d'une résistance chauffante et on crée des chicane afin d'empêcher l'ingestion d'eau ou de glace un drain permet d'évacuer l'eau (glace fondue) vers l'extérieur.

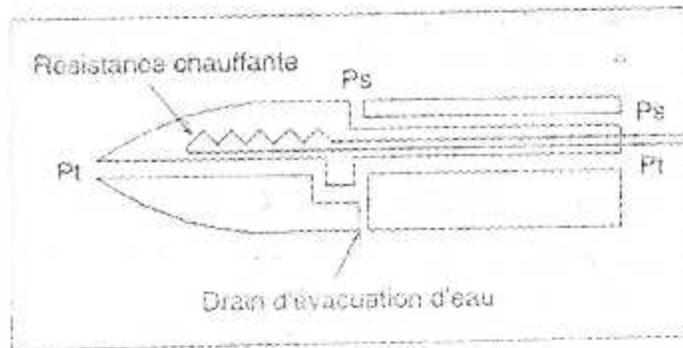


Figure II -17: tube de Pitot

#### 4-LE MACHMETRE :

Sur les multi réacteurs qui atteignent de la vitesse élevée, on travaille en mach, c-à-d en pourcentages de la célérité du son, le mach de l'aéronef est le rapport entre sa vitesse propre et la vitesse du son.

$$M = VP/a.$$

Il a été démontré en aérodynamique, que le mach est une fonction de la pression totale et statique :

$$M = f(Pt - Ps/Pt)$$

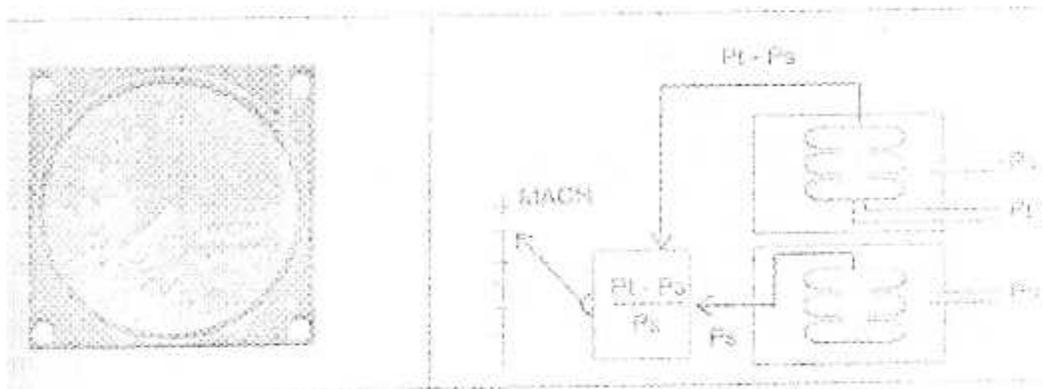


Figure II-18 : schéma synoptique du machmètre

Comme pour l'anémomètre le constructeur réalise un instrument capable de mesurer ces pressions et grâce à un mécanisme et à un étalonnage résout l'équation ci-dessus.

Certain instruments sont des combinés anémomètre machmètre, on trouvera donc sur le même instrument (nommé anémomachmètres) le mach et la vitesse indiquée.

#### II-4-1-domaine d'utilisation :

L'avion est limité en vitesse pour des raisons de résistance structurale, à basse altitude, l'avion est limité en vitesse indiquée en équivalent vitesse EV pour un avion rapide, la vitesse limite est notée VMO, (vitesse maximale en opération)

À haute altitude, le même avion sera limité en mach.

Le mach limite est noté MMO (mach maximal en opération).

On peut tracer ces vitesses en fonction de l'altitude pression  $Z_p$ , VMO augmente avec l'altitude car c'est une vitesse équivalente (le coefficient de compressibilité diminue).

En conditions standard, MMO diminue avec l'altitude, car la température statique diminue avec l'altitude.

L'ordre de grandeur de l'altitude de conjonction est entre 25000 et 30000 ft (pour un multi réacteur moderne).

La vitesse étant toujours supérieure à la vitesse de décrochage  $V_s$ , on peut tracer le domaine d'utilisation des vitesses.

Sur les anémomètres de certains turbopropulseurs et sur les anémomachmètres, on trouve une aiguille blanche hachurée de rouge (nommée barber pole) qui indique VMO ou MMO.

L'indication de cette aiguille est une vitesse indiquée, calculée par les systèmes de bord en fonction de  $K$  et de l'altitude.

Elle indique :

En dessous de l'altitude de conjonction, la VMO au dessus de l'altitude de conjonction, la vitesse indiquée correspondant à MMO.

# **CHAPITRE III :**

## **ETUDE DE LA CARTE D'ALIMENTATION A13**

### III-DESCRIPTION DE LA CARTE D'ALIMENTATION A13 :

#### III-1- schéma synoptique :

La figure suivante représente le schéma schéma synoptique de la carte d'alimentation A13.

Cette carte contient les blocs suivants :

- redresseur double alternance.
- régulateur de commutation.
- détecteur de sur tension et de court circuit.
- convertisseur DC/DC
- correction d'erreur.
- l'horloge de convertisseur DC/DC
- contrôleur de convertisseur DC/DC.
- transformateur A1T1.
- générateur d'interruption.
- Générateur RESEST.
- validation d'altitude fine.
- Générateur WARN/COLD START.
- générateur synchro.
- transformateur A2T3
- redressement et filtrage

Le module A13 est composé de trois cartes :

La carte d'alimentation A1, A2 et A3.

Cette carte a les références de la carte et du composant sera utilisé.

Par exemple : A13 A1 Q1 est désigné par A1Q1.

#### III-2-DESCRIPTION ELECTRIQUE :

la carte d'alimentation convertie la tension 115V AC 400HZ d'entrée en tension DC, elle fournit aussi l'alimentation et les signaux de commande pour les circuits synchro de la DADC.

Le 115V, 400HZ est convertie en 130 V DC continu par le redresseur double alternance composée de diodes A2CR19 ou A2CR22 et les composants de filtrage associés.

Le 130 VDC sont conduits au régulateur de commutation et au générateur de commutation se compose des transistors A1Q1 au A1Q4, de l'amplificateur opérationnel A1U1, et leurs composants passifs associés.

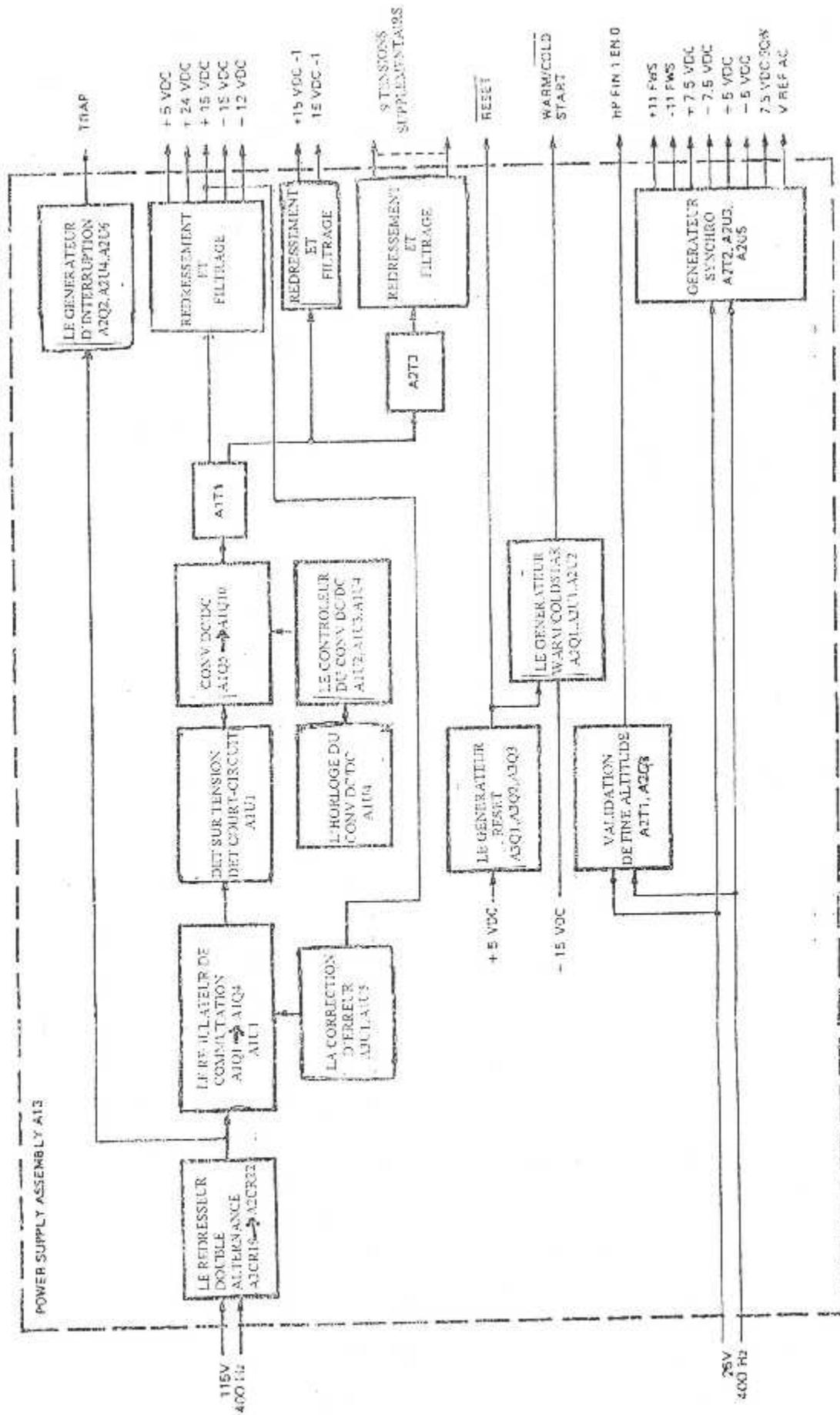
Le transistor A1Q1 est le switch principal, A1Q2 et A1Q4 commandent A1Q1. le transistor A1Q3 est employé pour accélérer la sortie de A1Q2 en court – circuitant la jonction base –émetteur de A1Q2 quand A1Q4 est bloqué.

Le transistor A1Q4 fournit une source de courant pour A1Q2.

La bobine A1L1 et les condensateurs A3C9 et A3C10 emmagasinent l'énergie pour le régulateur de commutation.

Le condensateur A3C8 est la sortie du régulateur c'est un condensateur de filtrage.

Figure III-1



LE SCHEMA SYNOPTIQUE DE LA CARTE D'ALIMENTATION

La sortie du régulateur est approximativement de 50VDC.

L'amplificateur opérationnel A1U1 (borne 2, 4 et 5) est l'amplificateur d'erreur est développé par le diviseur de tension composé de diode zener A1VR1 et les résistances A1R5, A1R21, A1R22, A1R23, A1R21 est choisie pour obtenir les 15VDC de sortie à la borne 12 de A1U1 et 16.5 VDC quand l'isolement A1V5 est arrêté.

Le condensateur A1C12 empêche qu'il y ait dépassement pendant le démarrage. La résistance A1R4 neutralise l'effet de changement d'entrée 115VAC.

Le régulateur de commutation alimente par la résistance A1R7 et la diode zener A1VR2.

Ces dernière fournissent aussi une tension de référence pour le détecteur de surtension A1V1 (borne 8,9 et 14), la tension de référence est déviée par la résistances A1R25 et A1R27 et fournit à la borne 9 de l'amplificateur opérationnel a1U1 pour la comparaison avec la sortie du diviseur de tension composé des résistances A1R9 et A1R30.

Le protecteur de surtension se déclenche à approximativement 120% de tension normale et arrête le convertisseur DC/DC.

Les court-circuits sur les lignes de sortie DC sont détectés en surveillant la chute de tension à travers la résistance A1R20.

La tension à travers A1R20 est traduite à un niveau utilisable par le comparateur A1U1 (borne 10,11 et 13).

La sortie du comparateur A1U1 (borne 13) est employée par les circuits de commande du convertisseur DC/DC pour prolonger de 50 à 60 périodes plus large que la période active du convertisseur, cela pour permettre au redresseur de survivre pendant un arrêt soutenu, le convertisseur (off-time) est commandé par le condensateur A1C11 et la résistance A1R33.

Les switches de convertisseur DC/DC (transistor A1Q6 et A1Q9) permettent au transformateur A1T1 de fournir une sortie AC de ses enroulements secondaires, les switches sont alternativement commutés en marche et arrêt par les circuit de commandes.

L'horloge se compose de trois inverseurs (A1U4 bornes 4, 5, 6, 7, 9, et 10).

Et de circuits accordés (inducteur A1L2 et condensateur A1C16).

L'horloge fonctionne à approximativement 220KHZ et conduit A1U3.

La commande des switches de DC/DC commence par décoder les états de A1U3.

Quand les sorties A, b et C sont basses, les commutateurs A1Q6 et A1Q9 sont arrêtés du fait que la borne 10 de la porte NOR A1U2 passée à 1.

Cette période d'arrêt est d'environ 1/8 de toute la durée de cycle.

Pendant les cycles d'alimentation, la sortie D du compteur A1U3 met alternativement en marche les transistors A1Q6 et A1Q9 par les bornes 5 et 8 de la porte NOR de A1U2 et les transistors A1Q5 et A1Q8.

Les transistors A1Q7 et A1Q10 sont utilisés avec les transistors A1Q5 et A1Q8 pour diminuer le temps d'arrêt des switches (commutateur) principaux (transistors A1Q6 et A1Q9).

Le détecteur de court-circuit arrête le convertisseur par les bornes 1 et 4 de la porte NOR A1U2 pendant les court-circuits.

La correction d'erreur en circuit fermé pour le régulateur de commutation et les circuits de convertisseurs DC/DC, est exécutée par l'amplificateur différentiel A3U1 et ses composants associés.

Une tension de référence est établie à travers la diode zener A3UR2 et appliquée à l'entrée positive de l'amplificateur différentiel A3U1.

Le signal d'erreur résultant attaque l'amplificateur d'erreur A1U1 (borne 2,4 et 5) par l'isolant optiquement couplé A1U5 pour changer la référence au sol.

L'alimentation de commutation compensée à deux fois la fréquence du convertisseur DC/DC par le switch A1U1 (bornes 1,6 et 7).

La borne 6 est à l'état haut à chaque temps mort de l'impulsion au convertisseur Dc/DC.

Ces impulsions sont remises en forme en impulsions triangulaires par le réseau composé de la résistance AIR6 et du condensateur A1C6.

Les impulsions triangulaires sont appliquées à l'amplificateur d'erreur A1U1 borne 4, entraînant ainsi sa conduction à chaque pente des impulsions.

L'action de hachage des switchs du convertisseur DC/DC (transistors A1Q6 et A1Q9) fournit une onde carrée de 100 V au transformateur A1T1.

Il y a cinq sorties DC dérivées de l'enroulement secondaire du transformateur.

A1T1 : +5 V, +24V, +15V, +12V, et -15V.

La rectification pleine onde et filtrage sont réalisées comme suit.

1/tension de +5 : rectification par diodes A1CR11 et A1CR12, filtré par la bobine A1L3 et les condensateurs A1C22, A1C23, A1C24, A3C11.

2/tension de +24 : rectification par diodes A1CR13, et A1CR16, filtré par la bobine A1L4 et les condensateurs A1C26, A1C29.

3/ tension de +15V : rectification par diodes A1CR14 et A1CR15, filtré par la bobine A1L5 et les condensateurs A1C30 et A3C12 ;

4/ tension de +12v : crée un laissant passer la tension de +15V de sortie à travers quatre diodes A1CR21 au A1CR24, filtrés par les condensateurs A1C3 et A1C36.

5/ tension de -15 V : rectification par les diodes A1CR17, et A1CR18, filtré par la bobine A1L6 et les condensateurs A1C28, A1C33, et A3C13.

Un des enroulement secondaires (borne 1 et 2) du transformateur A1T1 assure l'alimentation des 20 sorties Dc développées sur la carte d'alimentation N°2.

Ces sorties Dc sont toutes développées d'une façon semblable ainsi seulement le fonctionnement des tensions +15-1 et -15-1 sont décrites.

#### **NOTE :**

Le transformateur A1T1 fournit de nombreuses tensions secondaires d'isolement au DADC.

Ces derniers sont distingués au moyen d'un suffixe après la valeur de tension.

+15V-1 : rectification par la diode A2CR23, filtrage par condensateur A2C24.

-15v-1 : rectification par la diode A2CR24, filtrage par condensateur A2C25 et A2C26.

Le condensateur A2C27 est un filtre et la résistance A2R43 est une résistance qui limite le courant.

Les autres tensions DC (qui sont dérivées des enroulements secondaires du transformateur A2T3) sont développées de la même façon que les alimentations +15V-1 et -15-1.

Les circuits développant le signal TRAP au microprocesseur détectent des pannes ou basses de tension 115VAC.

Un 130V de sortie est produit par le redresseur double alternance composé des diodes A2CR19 à A2CR22 et appliqué au diviseur de tension composé des résistances A2R18, A2R20, A2R24.

La tension a la sortie de ce diviseur de tension est comparée avec une tension de référence du régulateur de commutation, quand l'entrée -115V AC tombe au-dessous d'une valeur spécifique, le comparateur d'erreur A2U4.

Détecte cette condition et arrête l'isolant A2U6.

Par conséquent, le transistor A2Q2 est également arrêté, envoyant un (1) logique (POWER INT TRAP signal) au microprocesseur.

Le signal TRAP informe le microprocesseur devrait stocker l'information critique en RAM.

La RAM maintient l'information pour l'usage pendant la perte provisoire de tension.

Si la perte de tension continue, le microprocesseur arrête toutes les opérations par le signal RESET.

Le signal  $\overline{\text{RESET}}$  est développé par le circuit composé des transistors A3Q1, A3Q2, A3Q3, et leurs composants associés.

Puisque la tension +15V a l'affaiblissement le plus lent après la perte de l'alimentation, il est employé comme une référence avec laquelle on compare la tension +5V.

Cette comparaison est effectuée par l'amplificateur différentiel composé de transistors A3Q1 et A3Q2.

L'amplificateur différentiel (A3Q1 et A3Q2) reçoit la référence de +15V par la diode A3R7 et A3R8, quand la tension +5V chute au-dessous d'un niveau, le transistor A3Q3, envoie un (0) logique au microprocesseur, la diode A3CR4 et le condensateur A3C2 fournissent un délai de sorte que, pendant la mise sous tension, un (1) logique ne soit pas envoyé au microprocesseur jusqu'à 500 micro secondes après que la tension +5V atteint 4.6V DC.

Dès la mise sous tension, le signal WARM/COLD START informe le microprocesseur s'il doit prendre de nouvelles données ou bien utiliser les données mémorisées temporairement.

Les données stockées peuvent être temporairement employées si l'alimentation a été perdue pendant une courte période (au-dessus de 350milli secondes).

Si l'alimentation est perdue pendant une courte période pour plus que 350 milli secondes mais moins que une seconde, un démarrage à chaud, ou à froid peut se produire : le démarrage à froid aura lieu si l'alimentation est perdue pour plus d'une seconde .

La charge restante sur le condensateur A2C1 détermine si le démarrage se fera a chaud ou a froid . le condensateur A2C1 assure aussi le stockage de la puissance dans une RAM à travers la diode A2CR1 un démarrage chaud se produit quand la tension au bord du condensateur A2C1 est plus grande que la tension de référence appliquée à l'entrée négative (borne 10)de l'amplificateur opérationnel A2U1.

Sous cette condition l'amplificateur opérationnel A2U1 sortira un (1) logique.

Le signal (1) logique est mémorisé dans le A2U2 est à l'état haut.

Une sortie haute à la borne 16 de A2U2 informe le microprocesseur pour effectuer un démarrage à chaud quand RESEST sur la borne 8 de A2U1 est ale état haut, la borne 14 de A2U1 passe à 0, et la sortie de A2U2 ne changera pas, mais demeurera à la borne 2 de A2U2 quand le RESEST passe à 1.

Une sortie basse sur la borne 16 de A2U2 informe le microprocesseur pour effectuer un démarrage à froid.

Si la charge sur le condensateur A2C1 est au dessous de la tension de référence appliquée à la borne 10 de l'amplificateur opérationnel A2U1, un 0 logique est envoyé au microprocesseur.

Quand RESEST passe à 1, la charge sur le condensateur A2C1 est générée par la diode A2CR2 et la résistance A2R3.

Le signal de validité pour le synchro altitude fine et ses composants associés.

Quand l'entrée de 26V 400HZ est présente à l'enroulement primaire du transformateur A2T1, le condensateur A2C12 se charge de la diode zener A2VR2, et le transistor A2Q3 est mis en marche.

HPFIN1 ENO passe alors à 0 logique (-7.5 volts continu) pour valider le synchro altitude fine.

Quand aucune tension n'est présente au primaire du transformateur A2T1, HPFIN 1 ENO passe à 1 logique (7.5 volts continu) pour enlever la validité du synchro altitude fine .

Les tensions requises pour le fonctionnement des circuits synchro pour dérivées des enroulements secondaires du transformateur A2T2.

Le générateur de la base de temps pour les synchro nécessite un signal de +6.5 V et de -6.5 V et de 400HZ.

Les sources de +6.5 V et de -6.5 V sont développées à partir de la diode zener A3VR2 comme tension de référence.

La résistance A2R69 est choisie pour fournir des sorties de +6.5 V et de -6.5 dans une charge 20 Kohm externe.

Les résistances A2R70 et A2R71 et le condensateur A2C76 et A2C77 sont utilisés pour filtrer les sorties.

Les sources de 6.5 V et -6.5 V sont commutées à un taux 400HZ dans le générateur de base de temps du synchro par des circuits par le signal de V REF AC pris du secondaire du transformateur A2T2.

Les synchro requièrent également +7.5 V, -7.5 V et une onde carrée de 7.5 v.

Le régulateur composé de la résistance A2R30, de la diode zener A2VR3, et la diode A2CR5 produit -7.5 V ,et le régulateur composé de la résistance A2R34 , la diode zener A2VR4, et la diode A2CR7 produit de 7.5 V.

Le signal carré 400HZ 7.5 et produit en appliquant la sortie de l'un des enroulement secondaires du transformateur A2T2 à l'amplificateur A2U5.

L'amplificateur A2U5 détecte le signal 400HZ et le signal carré 7.5

V, et les diodes A2CR6 et A

CR8 verrouille le signal carré maintenu à -7.5 V et à+7.5 respectivement.

La résistance A2R35 ajoute une légère compensation à l'amplificateur A2U5 qui sortira un signal positif.

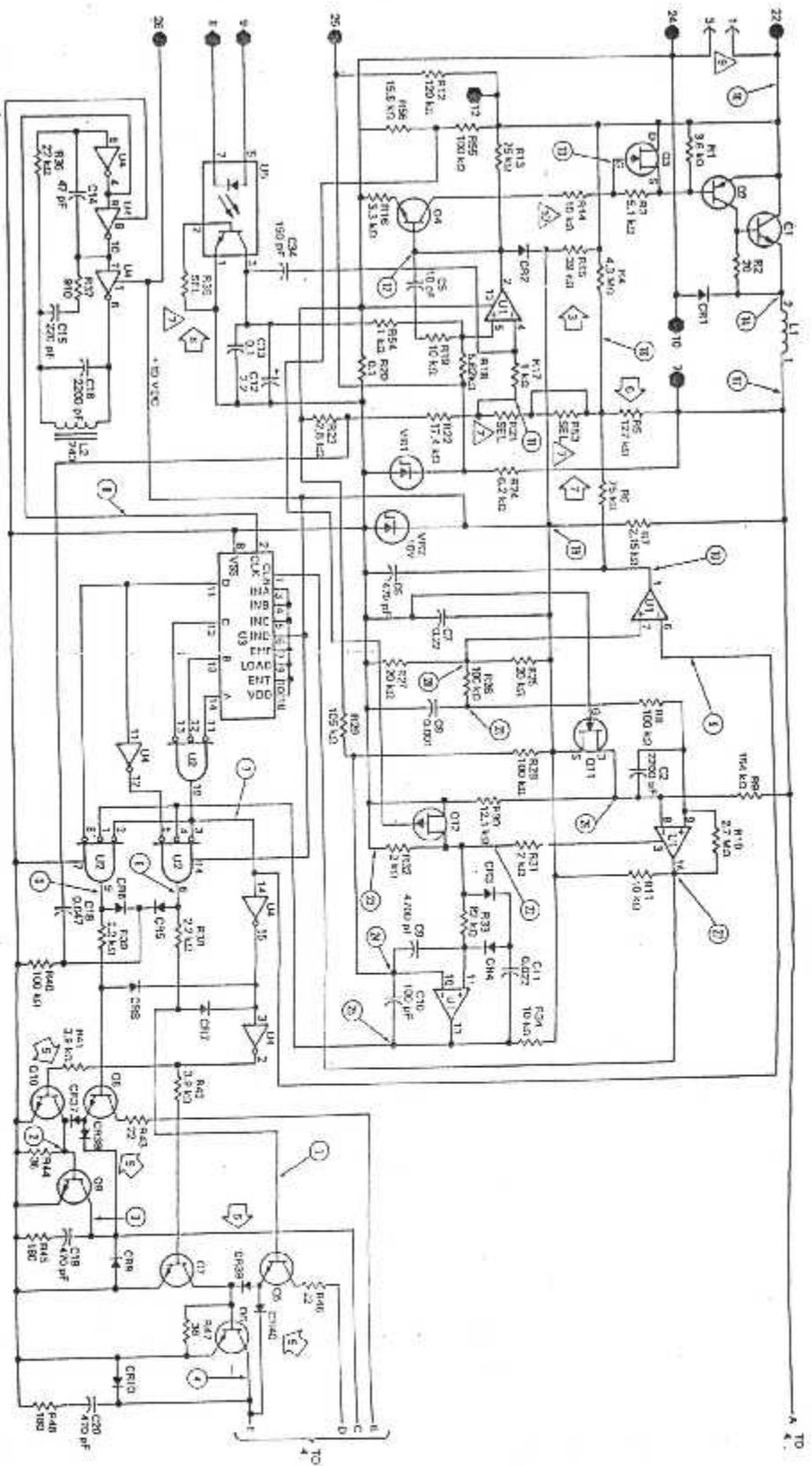
Si une perte de la puissance de 26 V AC se produit les +11 FWS et -11 FWS fournie pour les synchros sont développées à partir du transformateur A2t2 par les diodes A2CR9, A2CR10 ,A2CR14etA2CR13 ,et les condensateurs A2C17, etA2C19.

Les diodes A2CR11,A2CR15et A2CR16 empêchent +11 FWS de tomber au-dessous de +5 et-5 V respectivement.

### **III-3-schéma électrique :**

le schéma électrique de la carte A13.

Figure III-2 schéma électrique de la carte d'alimentation A13



# **CHAPITRE IV :**

## **MAINTENANCE D'UNE DADC**

## IV-1-Introduction

Peu d'entreprises pensent encore aujourd'hui que " la maintenance est un mal nécessaire ". Cependant, peu d'entre elles réalisent que le moindre accroc dans l'efficacité ou la pertinence de la maintenance peut avoir des conséquences indirectes extrêmement préjudiciables pour d'autres fonctions de l'entreprise. Un manque de fiabilité d'une pompe peut générer : des retards de livraison, des pertes de clients, des stocks de produits finis plus importants, des difficultés de trésorerie, des heures supplémentaires, de la fatigue inutile voire même des problèmes de sécurité !

## IV-2-Généralités sur la maintenance :

### ➤ Historique et terminologie :

La maintenance est l'ensemble de toutes les actions techniques, administratives et de management effectuées durant le cycle de vie d'un bien et destinées à le maintenir ou à le rétablir dans un état dans lequel il peut accomplir la fonction requise. La maintenance a longtemps joué un rôle curatif dont l'unique objectif était de réduire la durée d'immobilisation des machines. Cette maintenance curative était axée sur le court terme et ne résolvait en rien les problèmes liés aux dégradations inévitables.

La concurrence effrénée et la course à la compétitivité incitent l'entreprise rechercher la qualité totale et surtout la réduction des coûts. La maintenance est ainsi devenue l'une des fonctions stratégiques de l'entreprise. Elle vise donc moins à remettre en état l'outil de travail qu'à anticiper ses dysfonctionnements. L'arrêt ou le fonctionnement anormal de l'outil de production, et le non-respect des délais qui s'en suit, engendrent des surcoûts que les entreprises ne sont plus en état de supporter. L'entreprise ne doit plus subir les événements, elle doit les prévoir et analyser leurs effets sur le long terme. Autrefois curative, la maintenance devient préventive et contribue à améliorer la fiabilité des équipements et la qualité des produits. Cette maintenance préventive se traduit par la définition de plans d'actions et d'interventions sur l'équipement, par le remplacement de certaines pièces en voie de dégradation afin d'en limiter l'usure, par le graissage ou le nettoyage régulier de certains ensembles.

Ces actions préventives étaient dans un premier temps effectuées de façon systématique selon des calendriers prédéfinis. Elles permettaient d'anticiper les pannes, mais au prix d'un alourdissement importants des coûts de maintenance. Grâce à l'évolution des méthodes de diagnostic et de contrôle, une nouvelle maintenance commence à voir le jour. Elle utilise des techniques de prévisions de pannes comme l'analyse des vibrations ou des huiles. Cette

maintenance dite " préventive conditionnelle " permet de remplacer des pièces juste avant leur rupture. Le choix entre les différents aspects de la maintenance se fait principalement au regard des coûts économiques, mais aussi des aptitudes et compétences du personnel de maintenance, et de la position concurrentielle sur la marché .

#### **IV-2-1-types de maintenance :**

**a)-Préventive :** maintenance exécutée à des intervalles prédéterminés ou selon des critères prescrits et destinés à réduire la probabilité de défaillance du fonctionnement d'un bien ;

**b)-Corrective :** maintenance exécutée après détection d'une panne et destinée à remettre un bien dans un état dans lequel il peut accomplir une fonction requise ;

**c)-Conditionnelle :** maintenance préventive basée sur une surveillance du fonctionnement du bien et/ou des paramètres significatifs de ce fonctionnement intégrant les actions qui en découlent ;

**d)-Systématique :** maintenance préventive exécutée à des intervalles de temps préétablis ou selon un nombre défini d'unités d'usage mais sans contrôle préalable de l'état du bien.

Les entreprises, aujourd'hui engagées dans des politiques de qualité, cherchent à obtenir des certifications de leur maintenance, en particulier de la norme EN 13306

Les services maintenance repose généralement sur :

- une maintenance préventive qui est soit systématique, soit conditionnelle ;
- une maintenance corrective qui selon les cas est palliative et entraîne donc une marche dégradée du système ou est curative et ramène le système à son état standard ;
- une maintenance à composante " évolutive " pour fiabiliser le système.

Les Aéroports se trouvent devant un même besoin d'organisation poussée dans la maintenance de leurs appareils de contrôle de sûreté. La réglementation internationale vise à :

- fournir une bonne formation aux opérateurs, pour prévenir les utilisations défectueuses ;
- faire intervenir sur les pannes simples le technicien le plus proche ;

- imposer des permanences sur site aux sous-traitant de 05h à 22h 7jours/7 ;
- analyser finement les dysfonctionnements pour fiabiliser les machines.

### IV-3- Les objectifs de la maintenance :

Ces objectifs sont doubles : réduire les dépenses de maintenance et diminuer les capitaux immobilisés.

Le premier objectif se décline en :

**a)- Dépenses du personnel interne :** salaires, charges patronales, frais liés à la formation,... Elles dépendent du métier et du niveau hiérarchique mais ces coûts doivent être majorés de la perte de temps occasionnée par l'opération de maintenance (préparation, coordination, ...). La distinction entre les activités à valeur ajoutée et celles à non-valeur ajoutée permet de définir des axes d'amélioration au cours de réunion avec les différents métiers concernés.

L'analyse de Compression de Temps Cycle concerne plus particulièrement les causes de non-valeur ajoutées durant l'intervention: en effet, ces dernières empêchent le redémarrage de la production sans améliorer l'installation. L'organisation des tâches de maintenance en parallèle permet de réduire la durée de l'intervention et la complexité des corps de métiers impose une planification plus efficace pour ce qui ne touche pas à la maintenance curative. Le déroulement d'une journée doit être entièrement prévu. Seules les actions urgentes de réparation peuvent l'affecter. En outre, les activités menées doivent améliorer la fiabilité des installations . Il faut prendre en compte les risques liés au non-respect des programmes de maintenance préventive. Les entreprises recourent à l'AMDEC (Analyse des Modes de Défaillance, de leurs Effets et de leur Criticité). Cette méthodologie permet d'identifier les modes de défaillances et leurs effet sur le fonctionnement global de l'installation.

**b)- Consommation de fournitures industrielles :** les pièces de rechanges, ... Il faut :

- définir et prendre les mesures nécessaires pour réduire l'usure de ces pièces (type de fonctionnement, ...);
- vérifier le respect des conditions de stockage ;
- limiter le nombre de fournisseurs ;
- recourir au service achat pour négocier les prix.

Le second objectif de la maintenance vise à :

**d)-Diminuer des stocks de fournitures industrielles:**

L'entreprise vise à garder les pièces nécessaires au bon fonctionnement de l'outil industriel, tout en minimisant la valeur ainsi immobiliser.

**c)- Reporter des investissements:**

L'entreprise qui souhaite augmenter sa production doit d'abord améliorer sa maintenance et la fiabilité de son outil de production avant d'investir dans de nouvelles installation.

**IV-4- Organisation :****1) Le rôle de l'opérateur de production dans les activités de maintenance.**

- La maintenance préventive implique très souvent l'opérateur de production. Il peut être chargé de différentes activités de maintenance simples ou du signalement des dysfonctionnements de l'outil de production. Cependant, ce rôle apparaît aujourd'hui limité par :

la diversité des appareils et leur accès limité (éloignement et normes de sécurité) ;

- l'efficacité inférieure à celle d'un service de maintenance ;
- le manque de motivation, de formation et d'habilitation.

**2) L'exemple de SOLLAC : le comité de fiabilité et les équipes de travail**

Concrètement, sur le terrain, sont créées des équipes de techniciens auxquelles un ensemble de missions clairement définies est attribué (tableau 2). Ces " unités autonomes de progrès " sont composées de techniciens mécaniciens et de techniciens électriciens.

En parallèle et afin de réaliser un " pilotage du progrès ", a lieu quotidiennement une réunion d'exploitation qui analyse la non qualité et la fiabilité des lignes de la journée précédente. Cette réunion regroupe un représentant de l'exploitation, un technicien qualité, un technicien maintenance et un technicien qualité produit. Elle a pour objectif de partager les événements pour identifier et mettre en place des actions correctives permettant de résoudre les problèmes. Cette réunion s'adresse à deux entités : le comité fiabilité et le comité qualité filière. Elle définit des plans d'action regroupant des actions à

court terme et sélectionne celles à présenter au comité fiabilité ou au comité qualité.

Le comité fiabilité doit définir et garantir l'état standard des outils et du process pour permettre la reproductibilité des productions en qualité et en volume. Le comité qualité doit réaliser une synthèse des non qualités majeures ou graves en recherchant les causes process ou les dysfonctionnements des processus.

Tableau IV-1-: Répartition des tâches de maintenance au sein de l'entreprise

la préparation des interventions de maintenance planifiée	Arrêts programmés	Planification des travaux  Exécution
	Réglementaire	Relations avec l'organisme de contrôle
	Gestion	Gestion des pièces de rechanges  Contractualisation de la maintenance
	Préventif	Evolution et suivi des plans de maintenance
	Documentation	Mise à jour des plans
La fiabilité à long terme	Progrès	Proposition d'amélioration technique  Chasse aux pertes
	Expertise	Assistance des postés lors de dépannages
	Formation	Formation des postés et des opérateurs techniciens

	Travaux neufs	Participation aux études et aux mises en service
	Documentation	Mise à jour des documents techniques
La maintenance / assistance	Curative	Dépannage et résolution des anomalies
	Préventif	Réalisation lors du fonctionnement
	Consignations	Réalisation des consignations
	Formation	Formation des opérateurs techniciens et de fabrication

#### IV-5- Les métiers de la maintenance :

Les différents profils de métiers peuvent être résumés ainsi :

Tableau IV-2-: Profils des métiers

DENOMINATION	RÔLE	FORMATION
L'agent de maintenance	Maintenance curative (problème de dysfonctionnement imprévisible / identifier des défaillances)  Préventive (assurer le contrôle et le changement des pièces, actions)	doit acquérir des compétences dans tous les domaines technologiques, relationnelles et organisationnelles.

	programmées) Consignation (suivi des méthodes)	
Le technicien d'intervention	Maintenance prédictive (mise en place de solutions techniques visant à éliminer des problèmes et à améliorer le rendement)  Analyse de la fiabilité (ratios, diagramme de Pareto)  "gammes opératoires"	doit acquérir des performances de plus en plus pointues  participe à la formation des techniciens non- qualifiés
Le technicien de méthode	Améliorer les modalités d'intervention (optimisation du coût)  Cahier des charges	

Les techniciens doivent assurer également la gestion des pièces de rechange, et la définition des caractéristiques techniques des matériels.

rentabilité de l'entreprise : l'agent de maîtrise planifie et gère les actions quotidiennes. De plus, il est responsable de la formation et il contrôle les actions réalisées mais il peut être amené à effectuer lui-même des actions de

maintenance. Il doit privilégier la préparation et l'organisation des activités ainsi que le suivi des plans d'amélioration.

#### IV-6- Aide pour la maintenance

##### a)- La Gestion de Maintenance Assistée par Ordinateur :

L'outil informatique sert à la maîtrise technique, administrative et budgétaire (coûts) de la maintenance: gestion des stocks, budget prévisionnel. Ce logiciel doit être choisi en fonction d'un cahier des charges très précis reflétant les attentes et les besoins de l'entreprise. L'information des équipes de maintenance est primordiale dans la mise en place d'un tel outil.

Le service maintenance de SOLLAC Atlantique implique les opérateurs de maintenance pour renseigner une base de donnée enregistrant tous les problèmes survenus dans l'installation, leur durée et leurs causes.

##### b)- La sous-traitance :

On constate que la part des activités de maintenance confiée à des entreprises extérieures spécialisées augmente. Plusieurs facteurs (tableau 4) expliquent ce développement de la sous-traitance :

- Une maintenance réalisée par des spécialistes est sur le plan technique un gage de qualité et d'efficacité.
- D'un point de vue organisationnel, les entreprises ont tendance à se recentrer sur leur fonction principale, et à déléguer ce qui ne relève pas de leur métier.
- L'externalisation minimise les coûts de la maintenance : l'entreprise paye au " service " et n'a donc pas à supporter le coût lié à la présence permanente d'un service maintenance très important.

La sous-traitance offre à l'entreprise la possibilité de maîtriser les coûts tout en bénéficiant des services d'un prestataire spécialisé, qui lui donnera accès aux dernières innovations technologiques.

Tableau IV-3- : La sous-traitance: raisons et limites

ASPECTS	RAISONS	LIMITES
Technique	Gage de qualité technique, au fait de l'innovation	Perte de savoirs (évolution des technologies),

		tributaire du sous-traitant, forte dépendance.
Financier	Maîtrise voire minimisation des coûts (suppression de la présence permanente d'une équipe)	Manque d'appréciation des interventions de maintenance et de leurs coûts
Stratégique	Recentrage de l'entreprise sur sa fonction principale	Problèmes si: - connaissance approximative de l'entreprise (solution mal-adaptée)  - mauvaise "santé" du sous-traitant (suivi obligatoire)

Cela dit, ce choix de la sous-traitance présente des limites. L'outil de production de l'entreprise est de fait dépendant de la qualité de la prestation du sous-traitant. Cet état de dépendance peut nuire à l'entreprise en cas de tensions, relativement nombreuses à l'occasion de pannes et de dysfonctionnements. L'entreprise est également tributaire du savoir-faire technologique du prestataire. Certaines défaillances peuvent apparaître (solutions mal adaptées...) et lui causer un sérieux préjudice. Enfin, l'entreprise n'a aucune prise sur le climat social de l'entreprise du sous-traitant et sur la compétence de ses techniciens.

Décider de sous-traiter présente donc de nombreux avantages, à condition que l'entreprise se renseigne sur son prestataire. Elle doit d'une part assurer un suivi rigoureux de "la santé" de son prestataire. Elle doit d'autre part prendre en compte les aspects sociaux, financiers, techniques et commerciaux du sous-traitant.

En outre, les objectifs de rentabilité nécessitent de maîtriser les dépenses de personnel liées à la sous-traitance: le choix des sous-traitants doit être à la charge du service achat par un contrat annuel avec l'entreprise concernée.

**IV-7-CONCLUSION :**

Un meilleur préventif implique moins d'intervention corrective, donc moins d'arrêt intempestif des lignes de production. Cependant, il suppose une organisation adéquate, une planification précise et la connaissance des défaillances possibles des installations. Chaque intervenant doit avoir comme préoccupation majeure l'amélioration de la fiabilité de l'outil industriel.

Les opérateurs de production sont impliqués dans la maintenance tandis que les agents de maintenances, assurent de plus en plus de tâches de maintenance préventive tout en effectuant des réparations efficaces et fiables. Le travail des techniciens d'intervention et de méthode vise à l'amélioration constante de la maintenance par la mise en place de méthodes élaborées en petit comité. La formation a également un rôle à jouer.

L'outil informatique s'est imposé dans cette démarche d'amélioration. La sous-traitance implique de nombreuses contraintes et son coût économique exacte doit être déterminé.

La maintenance n'est pas un processus mineur de l'entreprise, mais un processus essentiel. De nombreux dysfonctionnements observés dans d'autres fonctions prennent leur origine dans ce processus. Fort de cette certitude, la citation suivante prend alors tout son sens : " quand la maintenance tousse, c'est toute l'entreprise qui s'enrhume ! ".

**IV-8-MAINTENANCE D'UNE DADC :****IV-8-1-Introduction :**

Pour effectuer une maintenance totale ou par partie avec les différentes phases des tests nécessaire pour assurer le bon fonctionnement d'une DADC , le technicien de maintenance des instrument d'avion en aéronautique , utilise comme référence le CMM (compound maintenance manual ) qui est un manuel de maintenance.

Ce document se compose de trois volumes :

- Volume 1 : comporte des explications de fonctionnement.
- Volume 2 : comporte des schémas ,trouble shooting et procédure de test.
- Volume 3 : parts List , les références de composants.

**IV-8-2-LES PREPARATIVES A LA PROCEDURE :**

Pour effectuer la procédure de tests, en commence d'abord par brancher les différents instrument de mesure et de vérification.

-Commençons par brancher la DADC au banc d'essai par le châssis arrière.

-Brancher la DADC également par les deux prise de pression statique et Pitot vers l'ADT (air data test system).

➤ **Les entrées analogiques du DADC :**

- pression statique et Pitot .
- température.
- les entrées angulaires .

➤ **Les sorties logiques du DADC :**

Les différentes lectures vont être faites à partir des instruments suivants :

DVM : digital Voltmeter, qui est un voltmètre qui nous permet la lecture des différents tension Ac et DC.

API :angle position indicator, nous donne l'information angulaire en degré .

ARINC RECEIVER : code display, afficheur de codes par bits (le code hexadécimal).

-Convertisseur SYNCHRO : c'est un convertisseur des degrés en tension.

-PAVM : phase angle voltmeter.

**IV-9-PROCEDURE DE TESTS :**

**Test 1 :** power up (test de continuité)

Note:s'assurer d'abord que le bouton DEVICE ROTARY SELECT (36) est mis sur la position propre de la DADC , LUT (UNIT UNDER TEST)

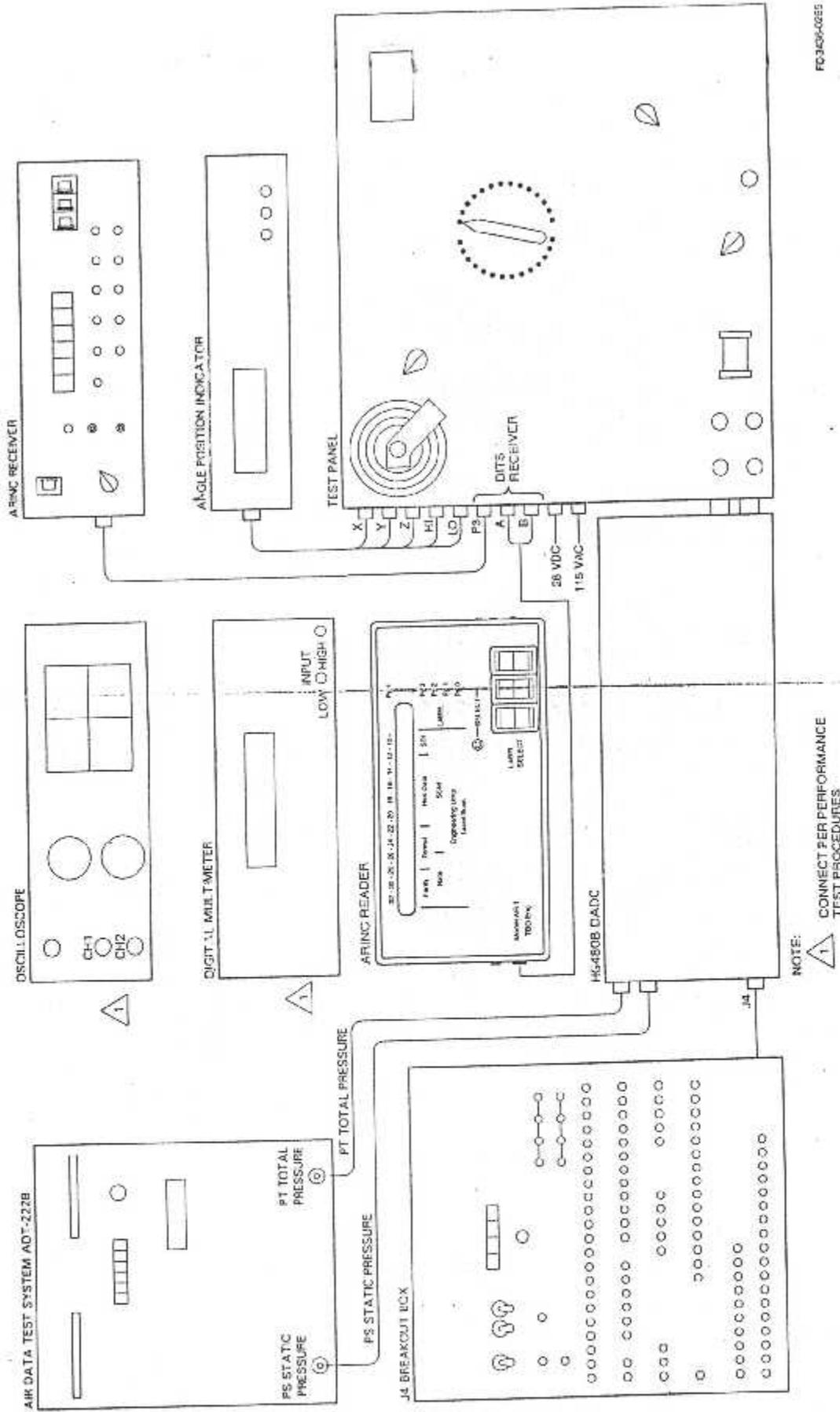
1-appuyer sur le bouton POWER (43) et s'assurer que la lampe du châssis arrière de la DADC s'allume.

-mettre le bouton 26 V 400 HZ (37) a la position ON.

-mettre le bouton 115V 400 HZ (38) à la position EN.

Figure IV-1 vue d'ensemble du matériel

**Honeywell**  
 COMPONENT  
 MAINTENANCE  
 MANUAL  
 PN H6480B



FD365-0625

Remarque :observer sur CODE FAILURE DISPLAY(64) (indicateur d'erreur) du J-4 break out box la lecture :0000.

Cela indique l'absence des erreurs.

Note : si cette lecture n'est pas disponible , il faut se referer à l'appendix (appendice) E.

Appuyer sur le bouton POWER de l'ADT, la lampe du bouton s'allume.

-appuyer sur le bouton Ps IN HG (mb) /Pt IN HG (mb), la lampe du bouton s'allume.

### **Test 2 : LEAK RATES (taux d'écoulement)**

Pour les connecteurs Pitot et statique , le volume de chacun ne doit pas dépasser le volume de 100 cubic inches (pousses) maximum.

Note : le volume de l'ADT ne doit pas dépasser 60 cubic inches (pousses) .

-appuyer sur le bouton CONTROL (95),la lampe du bouton s'allume.

-appuyer sur le bouton DISABLE Qc LIMIT(98), la lampe du bouton s'allume.

-Appuyer sur le bouton DISABLE SUBSONIC LIMIT(99), la lampe du bouton s'allume.

-mettre sur COMMAND les valeurs :Ps=5.538 in HG.

Pt=5.538 in HG.

-appuyer sue ENTER.

-attendre que la pression se stabilise.

-appuyer sur le bouton MEASURE.

Note : quand le mode MEASURE est engagé , le mode CONTROL est désengagé .

-attendre une minute pour que le system se stabilises.

-observer la lecture sur STATIC PRESSURE ( Ps\* ALT) (100), et noter la lecture comme Ps1.

- observer la lecture sur PITOT PRESSURE (Pt) (Qc) (A/S) (M) (101), et noter la lecture comme Pt1

-attendre une minute.

-noter la lecture sur (100) comme Ps2

-noter la lecture sur (101) comme Pt2

2-1- s'assurer que le taux d'écoulement (Ps2-Ps1) ne dépasse pas 0.01 in Hg par minute ou moins.

2-2- s'assurer que le taux d'écoulement (Pt2-Pt1) ne dépasse pas 0.01 in HG par minute ou moins.

-appuyer sur le bouton CONTROL (95), la lampe du bouton s'allume.

-mettre sur COMMAND (109) les valeurs : Ps=28.500 in HG

Pt=28.500 in HG.

-appuyer sur le bouton ENTER pour faire rentrer les données de pression statique et pitot.

-Attendre jusqu'à ce que la pression se stabilise.

**Test 3 :FAILURE WARNING INDICATOR LAMPS** (lampes indicatrices des erreurs)

-mettre le DVM à DC (courant continu).

-connecter le DVM, l'anode à 28 Vdc/26 Vas, et la cathode aux données suivantes sur (54) :

3-1- brancher la cathode à P1-50, pour s'assurer que Hpu A/P est valide.

-remarquer que la lampe s'allume et la lecture doit être dans l'intervalle 18.5 à 30.0 Vdc.

3-2- brancher p1-51, pour s'assurer que Hpu FD1 est valide.

-remarquer que la lampe s'allume, et la lecture doit être dans l'intervalle 18.5 à 30.0 Vdc.

3-3- brancher P2-62, pour s'assurer que Hpu FD2 est valide.

-remarquer que la lampe s'allume , et la lecture sur le DVM doit être dans l'intervalle 18.5 à 30.0 Vdc .

3-4- brancher P1- 54 , s'assurer que Hpu GPS est valide.

-la lampe s'allume , et la lecture sur le DVM doit être dans l'intervalle 18.5 à 30.0 Vdc

3-5- brancher P1-52. ce test pour s'assurer que Hpu ALTIM est valide.

- la lampe s'allume, et la lecture sur le DVM doit être dans l'intervalle 18.5 à 30 Vdc.

3-6- Brancher P1-57 ce test pour s'assurer que CAS est valide

-la lampe s'allume , et la lecture sur DVM doit être dans l'intervalle 18.5 à 30 Vdc.

3-7- brancher P1-53 , ce test pour s'assurer que MACH A/P est valide ..

-la lampe s'allume et la lecture sur le DVM ne doit pas dépasser l'intervalle 18.5 à 30.0 Vdc.

3-8- brancher P1-55, ce test pour s'assurer que MACH IND est valide.

La lampe s'allume et la lecture sur le DVM doit être dans l'intervalle 18.5 à 30 Vdc.

3-9- brancher P1-56 , ce test pour s'assurer que TAS/SAT est valide.

-la lampe s'allume, et la lecture sur le DVM ne doit pas dépasser l'intervalle 18.5 à 30 Vdc.

-connecter le DVM à MASTER FAIL RLY (42) : l'anode à P1-62, et la cathode à P1-63.

3-7- vérifier la lecture sur le DVM qui ne doit pas dépasser + ou - 10mVdc maximum pour s'assurer que les conditions à MASTER FAIL RELAY sont valides .

-observer si les lampes MASTER FAIL sont allumées.

-mettre le bouton 26 V 400HZ (37) à la position OFF.

-connecter le DVM : l'anode à 28Vdc/26 Vac et la cathode aux données suivant sur (54) :

3-11- brancher P1-50, ce test pour s'assurer que Hpu A/P n'est pas validé.

-la lampe est éteinte , et la lecture sur DVM doit être dans l'intervalle -0.1 à 2 Vdc.

3-12- brancher P1-51 , ce test pour s'assurer que Hpu FD1 n'est pas validé.

-la lampe est éteinte , et la lecture sur DVM doit être dans l'intervalle -0.1 à 2 Vdc.

3-13- brancher P2-62 ,ce test pour s'assurer que Hpu FD2 n'est pas valide .

-la lampe est éteinte , et la lecture sur DVM doit être dans l'intervalle -0.1 à 2 Vdc.

3-14- brancher P1-54 , ce test pour s'assurer que Hpu GPS n'est pas valide.

-la lampe est éteinte , et la lecture doit être dans l'intervalle -0.1 à 2 Vdc.

3-15- brancher P1-52 , ce test pour s'assurer que Hpu ALTIM n'est pas valide.

-la lampe est éteinte ,et la lecture doit être dans l'intervalle 0.1 à 2 Vdc.

3-16- brancher P1-57, ce test pour s'assurer que CAS n'est pas valide.

-la lampe est éteinte ,et la lecture doit être dans l'intervalle 0.1 à 2 Vdc.

3-17- brancher P1-53 , ce test pour s'assurer que MACH A/P n'est pas valide.

-la lampe est éteinte, et la lecture sur DVM doit être dans l'intervalle -0.1 à 2 Vdc.

3-18- brancher P1-55, ce test pour s'assurer que MACH IND n'est pas valide .

-la lampe est éteinte, et la lecture sur DVM doit être dans l'intervalle -0.1 à 2 Vdc.

3-19-brancher P1-56 , ce test pour s'assurer que TAS/SAT n'est pas valide.

-la lampe s'allume et la lecture sur DVM doit être dans l'intervalle -0.1 à 2 Vdc

**Test 4 : POWER INTERRUPT ( interrupteur de puissance)**

-appuyer sur le bouton POWER INTERRUPT (35).

-rendre la puissance de la DADC entre 150 à 350 ms .

4-1- s'assurer que la lampe Hpu A/P est allumée en moins de 0.5 +ou-0.1 secondes.

appuyer sur le bouton POWER INTERRUPT (35).

4-2- s'assurer que la lampe Hpu ALTIM est allumée au moins de 2 secondes.

-appuyer sur le bouton POWER INTERUPT (35).

4-3- s'assurer que la lampe CAS est allumée en moins de 2 secondes .

-appuyer sur le bouton POWER INTERRUPT (35).

4-4- s'assurer que la lampe MACH A/P est allumée en moins de 2 secondes.

-appuyer sur le bouton POWER INTERUPT (35).

4-5- s'assurer que la lampe TAS/SAT est allumer en moins de 2 secondes .

connecter le DVM à MASTER FAIL RLY (42)

l'anode à P1-62 , et la cathode à P1-63.

-appuyer sur le bouton POWER INTERUPT (35).

4-6- s'assurer que la lampe MASTER FAIL (54) est allumée en moins de 1 à 2 secondes .

4-7- s'assurer que le DVM fait la lecture de 0.0 +ou- 10 m Vdc maximum en moins de 2 secondes.

**Test 5 : AIRCRAFT IDENTIFICATION LOGIC (identification d'aéronef).**

-mettre le bouton AIRCRAFT IDENTIFICATION à 727.

-mettre le bouton 727 ID-2 (5) à OPEN .

-éteindre ,puis allumer.

5-1- s'assurer que toutes les lampes FAILURE WARN SONT éteintes ;

-mettre le bouton 727 ID-2 en bas .

-attendre 10 secondes .

5-2- vérifier que toutes les lampes FAILURE WARN sont allumées.

-mettre le bouton 727 ID-1 (13) à la position OPEN .

-éteindre ,attendre quelques instants , puis allumer.

5-3- vérifier que toutes les lampes FAILURE WARN sont éteintes.

-mettre le bouton 727 ID-1 (13) en bas.

-attendre 10 secondes.

5-4- vérifier que toutes les lampes FAILURE WARN sont allumées.

-mettre le bouton .

-mettre le bouton d'identification d'aéronef à la position 737.

-éteindre l'alimentation puis allumer.

-vérifier que toutes les lampes FAILURE WARN sont allumées.

#### **Test 6 :SERIAL DIGITAL OUTPUT WAVESHAPÉ .**

-connecter l'oscilloscope A et B à l'ARINC 429/429-2 , A au BUS (86) et B au BUS (85) .

-contrôler sur l'oscilloscope les mesures différentiels.

6-1- mesurer le temps d'augmentation des ondes qui doit être 10+ ou -5 $\mu$  secondes.

6-2- mesurer le temps de chute des ondes qui doit être 10 + ou - 5 $\mu$  secondes.

6-3- mesurer la fréquence des ondes qui doit être 12.5 + ou- 0.3 KHZ.

-contrôler sur l'oscilloscope les mesures individuels simples.

-déconnecter B de BUS (85) pour faire des opérations individuellement sur A BUS.

6-4- mesurer le niveau de voltage de 1 logique qui doit être dans l'intervalle +5 + ou- 0.5 Vdc

6-5- mesurer le niveau de voltage de 0 logique qui doit être dans l'intervalles  $-5 +$  ou  $- 0.5$  Vdc.

6-6- mesurer le niveau de voltage de synchronisation qui doit être dans l'intervalle  $0.0 +$  ou  $- 0.5$  vdc.

-déconnecter A BUS(86) et connecter BBUS (85).

6-7-mesurer le niveau de voltage de 1 logique qui doit être dans l'intervalles  $+5 +$  ou  $- 0.5$  Vdc.

6-8- mesurer le niveau de voltage de 0 logique qui doit être dans l'intervalle  $-5 +$ ou  $-0.5$  Vdc.

6-9-mesurer le niveau de voltage de synchronisation qui doit être dans l'intervalle  $0.0 +$  ou  $- 0.5$  Vdc.

-déconnecter l'oscilloscope.

#### **Test 7 : FUNCTION TEST (test de fonctionnement)**

-appuyer sur le bouton PUSH TO TEST au coté arrière de la DADC et maintenir à peut pré une seconde

7-1- le test est valide quand la lampe LIT INDICATOR est allumée.

-connecter jumper wire (détecteur de panne) entre J 4 BREAKOUT BOX JACKS (66) P et LOGIC GND.

-le test est valide quand la lampe LIT reste allumée.

-attendre 25 secondes avant d'entamer un autre test.

Note :la lecture dans les tests qui suivent va être sur l ' API ( angle position indicator).

-mettre le bouton SYNCHROS (28) à la position ALT F1.

7-2- s'assurer que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $357^{\circ} 50'$  à  $2^{\circ} 10'$  .

-mettre le bouton SYNCHROS à la position ALT C1.

7-3- s'assurer que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $26^{\circ} 8'$  à  $27^{\circ} 12'$ .

-mettre le bouton SYNCHROS à la position CAS 1

7-4- vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $224^{\circ} 0'$  à  $229^{\circ} 20'$ .

-mettre le bouton SYNCHROS à la position MACH 1.

7-5- s'assurer que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $206^{\circ} 50'$  à  $214^{\circ} 2'$ .

-mettre le bouton SYNCHROS à la position TAS (vitesse vraie).

7-6- vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $97^{\circ} 46'$  à  $102^{\circ} 6'$ .

7-7- s'assurer que toutes les lampes FAILURE WARN sont allumées.

READER (122).

7-8-vérifier que la lecture sur l'ARINC est dans l'intervalle 9970 à 10030 ft.

-mettre sur LABEL SELECT (121) de l'ARINC la valeur 205 pour lire le MACH

7-9-s'assurer que la lecture sur l'ARINC est dans l'intervalle 0.775 à 0.795 M.

-mettre sur LABEL SELECT la valeur 206 pour lire la CAS.

7-10- s'assurer que la lecture sur l'ARINC est dans l'intervalle 436 à 444 Knots

-mettre sur LABEL SELECT la valeur 210 pour lire la TAS.

7-11-s'assurer que la lecture sur (122) est dans l'intervalle 471.8 à 483.8 Knots.

-mettre sur LABEL SELECT la valeur 211 pour lire la TAT (true air speed).

7-12-s'assurer que la lecture sur (122) est dans l'intervalle  $-1.86$  à  $+2.14$  °C.

-mettre sur LABEL SELECT la valeur 212 pour lire ALTITUDE RATE (altitude vraie).

7-13-s'assurer que la lecture sur (122) est dans l'intervalle -1900 à -2100 F/M .

-mettre sur LABEL SELECT à 213 pour lire la SAT (selected air speed) .

7-14- s'assurer que la lecture sur (122) est dans l'intervalle  $-27.4$  à  $-31.4$  °C.

-mettre sur LABEL SELECT la valeur 217 pour lire la pression statique.

7-15- s'assurer que la lecture sur l'ARINC est dans l'intervalle 20.527 à 20.627 in HG .

- mettre sur LABEL SELECT la valeur 230 pour lire la TAS (true air speed) .
  - 7-16-s'assurer que la lecture sur (122) est dans l'intervalle 471.8 à 483.8 Knots .
  - mettre sur LABEL SELECT la valeur 231 pour lire la TAT (true air temperature).
  - 7-17- s'assurer que la lecture sur (122) est dans l'intervalle 0.0 à 2.14 °C.
  - mettre sur LABEL SELECT la valeur 233 pour lire la SAT (computed air temperature) .
  - 7-18- s'assurer que la lecture sur (122) est dans l'intervalle 27.4 à 31.4 °C.
  - mettre sur LABEL SELECT la valeur 242 pour lire la pression totale .
  - 7-19- s'assurer que la lecture sur l'ARINC est dans l'intervalle 30.865 à 30.965 in HG .
  - connecter le DVM à SAT POT , l'anode à P2-55 et la cathode à P2-69.
  - prendre la lecture sur DVM comme référence « REF ».
  - connecter le DVM à SAT POT ,l'anode à P2-70 et la cathode à P2-69
  - prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».
  - 7-20- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.1860 à 0.1914.
  - connecter le DVM à TAS POT , l'anode à P2-68 , et la cathode à P2-66
  - prendre la lecture sur DVM comme « REF ».
  - connecter le DVM à TAS POT , l'anode à P2-67 et la cathode à P2-66.
  - prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».
  - 7-21-s'assurer que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.1463 à 0.1501 .
  - mettre la lecture sur DVM à AC (courant alternative).
  - connecter le DVM à HOLDS/RATES (22), l'anode à RED et la cathode à black.
- Connecter le PAVM (path angle voltmeter) à HOLDS/RATES , l'anode à RED , et la cathode à black.

- mettre le bouton POTS/HOLDS/RATES (26) à ALT RATE 1
- 7-22- s'assurer que la lecture sur PAVM est dans l'intervalle 0.475 à 0.525 Vac.
- 7-23-s'assurer que la lecture sur le PAVM est dans l'intervalle 170 à 190°.
- mettre le bouton POTS/HOLDS/RATES à la position ALT RATE 2.
- 7-24-s'assurer que la lecture sur DVM est dans l'intervalle 0.475 à 0.525 Vac .
- 7-25- s'assurer que la lecture sur PAVM est dans l'intervalle 170 à 190°.
- mettre le bouton POTS/HOLDS/RATES à la position ALT RATE 3
- 7-26-vérifier la lecture sur le DVM qui doit être dans l'intervalle 0.475 à 0.525 Vac .
- 7-27- s'assurer que la lecture sur PAVM est dans l'intervalle 170 à 190 °.
- mettre JUMPER WIRE (détecteur de panne) entre J4 BREAKOUT BOX JACKS (66) P et LOGIC GND.
- d déconnecter le PAVM .

**Test 8 : slew test**

- mettre le bouton TEST SELECT à l'arrière de la DADC à la position SLEW .
- appuyer sur le bouton PUSH TO TEST et maintenir .
- 8-1- le test est valide si la lampe LIT indicator est allumée .
- 8-2- vérifier que toutes les lampes FAILURE WARN sont allumées.
- connecter JUMPER WIRE entre J4 breakout box jacks (66) P et LOGIC GND.
- appuyer sur le bouton PUSH TO TEST .
- le test est valide si la lampe LIT est allumée.
- mettre sur LABEL SELECT la valeur 212 .
- 8-3- le test est valide si la lecture sur l'ARINC (122) de l'ALTITUDE RATE est dans l'intervalle -570 à -630.
- 8-4- vérifier que la lampe F/T(77) sur l'ARINC est allumée.

-mettre POTES/HOLDS/RATES (26) à ALT RATE 1

8-5- vérifier la lecture de l'altitude rate 1 qui doit être dans l'intervalle 0.143 et 0.157 Vac.

-mettre POTES /HOLDS/ RATES (26) à la position ALT RATE 2 .

8-6- vérifier que la lecture de l'altitude vraie (rate 2) est dans l'intervalle 0.143 et 0.157 Vac.

-mettre POTES/HOLDS/ RATES à la position ALT RATE 3.

8-7-vérifier que la lecture sur le DVM est dans l'intervalle 0.143 à 0.157

Vac.

-mettre jumper wire entre J4 BREAKOUT BOX JACKS (66) P et LOGIC GND.

**Test 9 : HOLDS TEST.**

-mettre sur COMMAND les valeurs : Ps=29.921 HG

Pt= 29.921 in HG

-appuyer sur le bouton ENTER (112).

-attendre pour que la pression se stabilise.

-mettre le bouton d'identification d'aéronefs à la position 727.

-éteindre , puis allumer

-mettre POTES/HOLDS/RATES (26) à la position ALT HOLD 1

-mettre le bouton TEST SELECT à l'arrière de la DADC à la position HOLD .

-allumer les boutons HOLDS ALT 1(34), HOLDS ALT 2 (33) , HOLDS ALT 3 (32) , HOLDS A/S (31) , HOLDS MACH (30).

-appuyer sur PUSH TO TEST et maintenir .

9-1-vérifier que le test est valide si l'indicateur LIT est allumée.

9-2- vérifier que toutes les lampes FAILURE WARN sont allumées (54).

-connecter JUMPER WIRE entre J4 BREAKOUT BOX JACKS (66) P et LOGIC GND .

-appuyer sur le bouton PUSH TO HOLD (PTT).

-le test est valide si la lampe LIT est allumée.

9-3-vérifier que la lecture de l'altitude hold 1 sur le DVM est dans l'intervalle 0.53 à 0.67 Vac.

-mettre le bouton HOLDS ALT 1 (34) en bas .

-mettre POTS/HOLDS/RATES (26) à ALT HOLD 2.

9-4- vérifier que la lecture de l'altitude hold 2 sur le DVM est dans l'intervalle 0.53 à 0.67 Vac

-mettre le bouton HOLDS ALT 2 en bas.

-mettre POTS/HOLDS/RATES (26) à la position ALT HOLD 3

9-5-vérifier la lecture de l'altitude HOLD 3 à 60 ft sur le DVM qui doit être dans l'intervalle 0.53 à 0.67 Vac.

-mettre ALTITUDE HOLD 3 (32) en bas .

-mettre POTS/HOLDS/RATES (26) à la position A/S HOLD (tester A/S HOLD à 15 knots.

9-6- vérifier que la lecture sur le DVM est dans l'intervalle 1.10 à 1.40 Vac.

-mettre le bouton HOLDS A/S (31) en bas

-mettre le bouton POTS/HOLDS/RATES (26) à la position MACH HOLDS.

9-7- s'assurer que la lecture sur le DVM est dans l'intervalle 0.88 à 1.12 Vac.

-mettre HOLDS MACH (30) en bas .

-mettre JUMPER WIRE entre J 4 BREAKOUT BOX JACKS (66) P et LOGIC GND .

note : le test est valide quand la lampe LIT est éteinte .

**Test 10 : FAIL TEST**

- mettre le bouton TEST SELECT à l'arrière de la DADC à la position FAIL (échec).
- appuyer et maintenir le bouton PUSH TO TEST (PTT) à l'arrière de la DADC .
- 10-1- le test est valide quand la lampe LIT à l'arrière de la DADC est allumée .
- 10-2- vérifier que toutes les lampes FAILURE WARN sont allumées .
- connecter JUMPER WIRE entre (66) P et LOGIC GND .
- appuyer sur PTT et s'assurer que le bouton LIT est allumé.
- 10-3- vérifier que LA LAMPE F/W FAILURE WARN qui reçoit l'ARINC est allumée.
- mettre sur SELECT LABEL la valeur 205 pour lire le MACH .
- 10-4- vérifier que la lampe F/W (79) est allumée .
- mettre sur SELECT LABEL la valeur 206.
- 10-5 vérifier que la lampe F/W est allumée.
- mettre sur LABEL SELECT la valeur 210 pour lire la CAS (BNR)
- 10-6- vérifier que la lampe F/W est allumée.
- mettre sur (73) la valeur 211 pour lire la TAS .
- 10-7- vérifier que la lampe F/W est allumée .
- mettre sur (73) la valeur 212 pour lire la TAT .
- 10-8- vérifier que la lampe F/W est allumée .
- mettre sur (73) la valeur 213 pour lire la SAT (BNR).
- 10-9- vérifier que la lampe F/W est allumée.
- mettre sur (73) la valeur 117 pour lire Ps.
- 10-10 vérifier que la lampe F/W est allumée.
- mettre sur (73) la valeur 242 pour lire Pt (BNR).

12-1-vérifier que la lecture sur PAVM est  $< 0.025$ .

-mettre POTS/HOLDS/RATES à la position Q POT 2.

12-2-vérifier que la lecture sur PAVM est  $< 0.025$ .

-mettre POTS/HOLDS/RATES (26) à la position Q POT 3 707 .

12-3-vérifier la lecture sur PAVM doit être  $< 0.015$  Vac.

-mettre (26) à Q POT 4.

12-4- vérifier la lecture sur PAVM  $< 0.015$  .

-mettre (26) à Q POT 7/10 .

12-5- vérifier la lecture sur PAVM  $< 0.025$ .

-mettre (26) à Q POT 8.

12-6- vérifier la lecture sur PAVM  $< 0.025$  Vac.

-mettre (26) à Q POT 9 .

12-7- vérifier la lecture sur le PAVM  $< 0.025$  Vac.

-mettre (26) à CWS .

12-8- vérifier la lecture sur le PAVM  $< 0.025$  Vac.

-déconnecter le PAVM.

-connecter le DVM à METER (24), l'anode à RED et la cathode à BLACK.

-mettre (26) à Q POT 1.

-12-9- vérifier la lecture sur DVM  $< 0.015$ .

-mettre (26) à Q POT 3 707 .

-12-10-vérifier la lecture sur DVM  $< 0.015$  Vdc .

-mettre (26) à Q POT 4.

12- 11- vérifier la lecture sur DVM  $< 0.015$  Vdc

10-11-vérifier que la lampe F/W est allumée .

-mettre sur (73) la valeur 230 pour lire la TAS (BCD) .

10-12-appuyer sur le bouton DITS receiver RESET (71), et s'assurer que le DATA affiche +00000 .

-mettre sur LABEL (73) la valeur 231 pour lire TAT.

10-13- appuyer sur le bouton DITS receiver RESEST (71) , et s'assurer que le DATA affiche +00000 .

-mettre sur LABEL (73) la valeur 233 pour lire la SAT (BDC) .

10-14-appuyer sur le bouton DITS receiver RESET (71) , et s'assurer que le DATA (72) affiche +00000.

-remettre JUMPER WIRE à (66) P et LOGIC GND.

-le test est valide quand la lampe LIT est éteinte .

#### **Test 11 : TAS/SAT REFERENCE**

-mettre le DVM à DC (courant continue)

-connecter le DVM à TAS POT (55) , l'anode à P2-68 et la cathode à P2-66.

11-1-vérifier la lecture sur le DVM qui doit être dans l'intervalle 19.9 à 20.1 Vdc.

-connecter le DVM à SAT POT (56), l'anode à P2-55 , et la cathode à P2-69.

11-2- s'assurer que la lecture sur le DVM est dans l'intervalle 19.9 à 20.1 Vdc.

#### **Test 12 : Q POT NULL TEST**

-mettre le bouton QPOTS (4) à la position NULL TEST .

-mettre le bouton HOLDS RATES à la position ARM.

-mettre le PAVM à fondamental .

-connecter le PAVM à METER (24), l'anode à RED , et la cathode à BLACK .

-mettre POTS/HOLDS/ RATES à la position Q POT 1.

mettre (26) à Q POT 5.

12-12- vérifier la lecture sur DVM  $< 0.015$  V dc.

-mettre (26) à Q POT 6

12-13- vérifier la lecture sur DVM  $< 0.015$  Vdc.

-mettre le bouton Q POTS à la position NORMAL .

**test 13 : Q POT 1 BYPASS .**

-mettre le DVM à AC .

-mettre (26) à Q POT 1.

-éteindre , puis allumer après quelques instants.

-mettre le bouton TEST SELECT à HOLD .

-mettre le bouton HOLDS RATES (21) à REF .

- prendre la lecture sur DVM comme « REF»

-mettre (21) à ARM .

-prendre la lecture sur DVM comme « ARM » .

13-1- s'assurer que le résultat ARM/REF est à l'intervalle 0 ;04436 à 0.04618 .

-mettre TEST SELECT à l'arrière de la DADC à la position FUNCTION .

**Test 14 : Q POT 3 SWICHING TEST.**

-mettre (26) à Q POT 3 727/737;

-éteindre , puis allumer.

-mettre sur COMMAND les (109) :  $P_s=20.577$ .in HG

$P_t=20.577$  in HG

-Appuyer sur ENTER (112) .

-attendre que la pression se stabilise.

- mettre sur COMMAND : Pt= 22.303 in HG
- appuyer sur ENTER (112).
- attendre 20 secondes pour que la pression se stabilise.
- mettre HOLDS RATES à REF.
- prendre la lecture sur le DVM comme « REF ».
- mettre (21) à ARM .
- prendre la lecture sur DVM comme « ARM » .
- 14-1- s'assurer que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.665 à 0.765 .
- mettre sur COMMAND la valeur : Pt= 22.379 in HG .
- appuyer sur ENTER (112) .
- attendre que la pression se stabilise .
- prendre la lecture sur DVM comme « ARM » .
- mettre HOLDS RATES (21) à REF .
- prendre la lecture sur DVM comme « REF » .
- 14-2- s'assurer que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.250 à 0.350 .
- mettre le bouton d'identification d'aéronefs à la position 737 .
- éteindre .
- mettre sur COMMAND :Pt= 22.017 in HG.
- appuyer sur le bouton ENTER .
- attendre pour que la pression se stabilise
- noter la lecture sur DVM comme « REF » .
- mettre (21) à ARM et prendre la lecture sur DVM comme« ARM ».
- 14-3- vérifier que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.364 à 0.464.

-mettre sur COMMAND : Pt =21.950 in HG.

-appuyer sur le bouton ENTER .

-attendre pour que la pression se stabilise .

-noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

-mettre (21) à REF et noter la lecture sur DVM comme « REF ».

14-4- vérifier que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.698 à 0.798 .

#### **Test 15 : Q POT 4 727 SWITCH- LAG TEST**

-mettre le bouton d'identification d'aéronefs à la position 727.

-éteindre .

-mettre (26) à Q POT 4 727.

mettre sur COMMAND : Pt =20.577in HG.

- appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise

- mettre sur COMMAND : Pt= 22.303 in HG.

-appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

-noter la lecture sur DVM comme « REF » .

-mettre (21) à ARM et noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

15-1- s'assurer que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.665 à 0.765 .

-mettre sur COMMAND : Pt=22 ;379 in HG.

-appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise

-noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

-mettre (21) à REF et noter la lecture sur DVM comme « REF » .

15-2- s'assurer que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.250 à 0.350 .

#### **test 16 : Q POT 4 GAIN SWICHING TIME DELAY .**

- mettre sur COMMAND la valeur : Pt= 21.950 in HG
- appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .
- éteindre , et allumer après quelques secondes.
- mettre (21) à ARM
- noter la lecture sur DVM comme « ARM 1 »
- attendre 20 secondes .
- prendre la lecture sur DVM comme « ARM 2 ».
- mettre (21) à REF
- prendre la lecture sur DVM comme « REF ».
- 16-1- s'assurer que ARM 1/REF est dans l'intervalle 0.250 à 0.350.
- 16-2- s'assurer que ARM2/REF est dans l'intervalle 0.665 à 0.765 .

**Test 17 : ALT FINE SYNCHRO NO . 1 ENABLE .**

- mettre sur COMMAND la valeur :Pt=25.111 in HG, appuyer sur le bouton ENTER est attendre pour que la pression se stabilise.
- mettre sur TEMP BROBE (sonde de température ) (60) la valeur :520.6 ;
- connecter le DVM à SYNCHRO (29) ,l'anode à X et la cathode à Z
- mettre le bouton SYNCHRO (28) à ALT F1, et le bouton ALT F1 SYNCHRO EXCIT (27) en bas .
- 17-1- vérifier la lecture sur DVM doit être dans l'intervalle -0.5 à +0.5 Vac.
- mettre le bouton ALT F1 SYNCHRO EXCIT (27) à ON .

**Test 18 :SYNCHRO MAXIMUM LINE TO LINE VOLTAGE .**

- mettre sur COMMAND la valeur : 29.473 in HG , puis appuyer sur le bouton ENTER , et attendre pour que la pression se stabilise .
- mettre le bouton SYNCHRO SELSCT (28) à la position ALT F2.
- 18 -1- s'assurer que la lecture sur le DVM est dans l'intervalle 10.2 à 11.2 Vac.

**Test 19 : TEMPERATURE PROBE OPEN .**

-mettre le bouton TEMP PROBE (58) à la position OPEN .

19-1- vérifier que toutes les lampes FAIL WARN (54) sont allumées.

-mettre le DVM à DC

-connecter le DVM à MASTER FAIL RLY (42), l'anode à P1-62 et la cathode à P1-63 .

19-2- vérifier que la lecture sur le DVM est dans l'intervalle  $-0.010$  à  $+0.010$  Vdc.

-mettre le bouton TEMP PROB en bas .

**Test 20 : ALTITUDE RATE NULLS .**

-mettre sur COMMAND :Ps=29.9210in HG

Pt=29.921 in HG.

-appuyer sur le bouton ENTER ,et attendre que la pression se stabilise.

-fermer les valves Ps SHUT OFF (92) et Pt SHUT OFF (93) .

-connecter le PAVM à HOLDS /RATES (22) , l'anode à RED et la cathode à BLACK .

-mettre le bouton (26) à la position ALT RATE 1.

20-1- s'assurer que la lecture sur le PAVM est dans l'intervalle  $0 ;0000$  à  $0 ;0075$  Vac .

20-2- vérifier que les variations sur le PAVM ne dépassent pas l'intervalle  $0.0000$  à  $0 .0050$  Vac.

-mettre (26) à ALT RATE 2.

20-3- vérifier la lecture sur le PAVM qui doit être dans l'intervalle  $0 .0000$  à  $0.0075$  Vac.

20-4- vérifier que les variations sur le PAVM sont dans l'intervalle  $0.0000$  à  $0.0125$  Vac.

-mettre (26) à la position ALT RATE 3.

20-5- vérifier la lecture sur le PAVM ( 0.0000 à 0 ;0075 Vac).

20-6- vérifier que les variations sur le PAVM sont dans l'intervalle 0.0000 à 0.0125 Vac.

20-6- vérifier la lecture sur DATA qui doit être dans l'intervalle 0.0000 à 0.0125 Vac .

mettre PAVM RANGE à l'échelle 10 .

### **Test 21 : ALTITUDE HOLD**

-ouvrir les valves Ps SHUT OFF et Pt SHUT OFF.

-mettre sur COMMAND les valeurs : Ps=27.821 in HG

Pt=27 .821 in HG.

-appuyer sur le bouton ENTER , et attendre pour que la pression se stabilise , mettre le DVM à AC et connecter le DVM et le PAVM à HOLDS RATES (22) , l'anode à RED , et la cathode à BLACK.

-mettre les bouton HOLDS ALT 1 , HOLDS ALT2 , HOLDS ALT3,à la position ON.

-mettre sur COMMAND la valeur : Ps= 27 .923.

-appuyer sur le bouton ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

mettre (26) à ALT HOLD 1.

21-1- vérifier que la lecture sur le DVM est dans l'intervalle 0.90 à 1.10 Vac.

21-2- vérifier que la lecture sur le PAVM est dans l'intervalle 170 à 190 .

note :même opérations pour ALT HOLD 2 et ALT HOLD 3 et les même intervalles sur DVM pour 21-3 et 21-5 , et les même intervalles sur le PAVM pour 21-4 et 12-6 .

-mettre sur COMMAND : Ps=27.719 in HG, appuyer sur le bouton ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

21-7- s'assurer que la lecture sur le DVMest dans l'intervalle 0.90 à 1.10 Vac.

21-8- s'assurer que la lecture sur le PAVM est entre 350 à 10 °

-même opérations pour ALT HOLD 2 et ALT HOLD 1, et les mêmes intervalles pour le DVM pour 21-9 et 21-11, et sur le PAVM pour 21-10 et 21-12.

-mettre HOLDS ALT 1(43) en bas .

21-13- vérifier que la lecture sur DVM est de 1.0 à 0.040 Vac.

-mettre (26) à ALT HOLD 2 , et le bouton HOLDS ALT 2 (33) en bas.

21-14- vérifier que la lecture sur DVM est de 1.0 à 0 .040 Vac.

-mêmes opérations pour ALT HOLD 3 et même intervalle pour la lecture sur DVM en ce qui concerne test 21-15 .

### **Test 22 : ALTITUDE LINEARITY FOR 737 AIRCRAFT .**

-mettre le bouton d'identification d'aéronefs à la position 737 .

-éteindre .

-mettre sur COMMAND la valeur Ps=27.821 in HG, appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

-mettre le bouton HOLDS ALT 3 à la position ON .

-mettre sur COMMAND la valeur Ps=27.923 in HG, appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise.

22-1- vérifier que la lecture sur le DVM est dans l'intervalle 1.8 à 2.2 Vac.

22-2- vérifier que la lecture sur le PAVM est dans l'intervalle 170 à 190° ;

-mettre sur COMMAND la valeur : Ps= 27.719 in HG, appuyer sur le bouton ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

22-3- vérifier que la lecture de ALT HOLD 3 sur le DVM est dans l'intervalle 1.8 à 2.2 Vac.

22-4- vérifier que la lecture sur le PAVM est dans l'intervalle 350° à 10° .

-mettre le bouton ALT HOLD 3 (32) en bas.

22-5- vérifier que la lecture sur le DVM est entre 2.0 à 0.040 Vac.

**Test 23 : AIR SPEED HOLD .**

-mettre POTES/HOLDS/RATES (26) à A/S HOLD .

-mettre sur COMMAND les valeurs: Ps=29.921 in HG

Pt=36.598 in HG

-appuyer sur (112) et attendre pour que la pression se stabilise .

-mettre HOLDS A/S (31) à ON.

-Mettre sur COMMAND : Pt=36.440 in HG.

-appuyer sur le bouton ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

23-1- vérifier que la lecture sur le DVM est de 0.90 à 1.10 Vac

23-2- vérifier que la lecture sur le PAVM est de 170° à 190°.

-mettre sur COMMAND :Pt=36.758 in HG, appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

23-3- vérifier que la lecture sur le DVM est de 0.90 à 1.10 Vac

23-4- vérifier que la lecture sur le PAVM est de 350 à 10° .

-mettre HOLDS A/S en bas.

23-5- vérifier que la lecture sur le DVM est de 1.0 à 0.040 Vac.

**Test 24 : MACH HOLD (maintien de MACH)**

-mettre POTES/HOLDS/RATES (26) à MACH HOLD

-mettre sur COMMAND les valeurs:Ps=27.821 in HG

Pt=34.498 in HG

-appuyer sur le bouton (112) et attendre pour que la pression se stabilise .

-mettre le bouton HOLDS MACH à ON

mettre sur COMMAND (109) la valeur :Pt=34.245 in HG , appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

24-1-s'assurer que la lecture sur DVM est de 0 ;90 à 1.10 Vac ;

24-2- vérifier que la lecture sur PAVM est de 170°à190°.

mettre sur COMMAND la valeur :Pt=34.756 in HIG, appuyer sur ENTER et attendre que la PRESSION se stabilise .

-24-3-vérifier que la lecture sur DVM est de 0.90 à 1.010 Vac.

24-4- vérifier que la lecture sur PAVM est de 350°à 10°.

-déconnecter le PAVM de (22) et mettre HOLDS MACH en bas.

24-5- vérifier que la lecture sur DVM est de 1.0 à <0.040 Vac.

**Test 25 : AIR SPEED SWITCH ( B60 ONLY )** (les bouton concernant la vitesse de l'air).

-mettre sur COMMAND les valeurs: Ps=20.577 in HG.

Pt=20.722 in HG.

appuyer sur (112) et attendre que la pression se stabilise.

-mettre le DVM pour lire ohm , et connecter le DVM à P2-57 et P2-58.

25-1-s'assurer que la lecture sur le DVM indique la non continuité, et le bouton AIRSPEED est à 10.000 ft , 55 knots.

-mettre sur COMMAND (109) : Pt= 20.780 in HG, appuyer sur (112) et attendre pour que la pression e stabilise .

25-2- vérifier que la lecture sur DVM indique la continuité ,et le bouton AIRSPEED est à 10.000ft , 65 Knots.

-mettre sur COMMAND la valeur :Pt=22.437 in HIG, appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

25-3- vérifier que la lecture DVM indique la continuité, et que le bouton AIRSPEED est à 10.000 ft , 195 knots .

mettre sur COMMAND : Pt=22.637 in HG, appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise.

25-4- s'assurer que la lecture sur le DVM indique la non continuité , et le bouton AIRSPEED est à 10.000 ft , 205 Knots.

-déconnecter le DVM de P2-57 et P2-58 .

**Test 26 : SSEC POUR L'AVION 707**

-mettre sur COMMAND (109) : Ps=29.921 in HG.

Pt=29.921 in HG.

-appuyer sur ENTER , et attendre pour que la pression se stabilise.

mettre le bouton d'identification d'aéronef à la position 707.

-éteindre puis allumer.

-mettre sur COMMAND (109) :Ps=20.586 in HG.

Pt=29.049 in HG.

-appuyer sur le bouton ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

mettre sur LABEL SELECT la valeur 203.

26-1- vérifier l'altitude sur DATA (122) qu'elle est entre 9975 et 10025 ft.

mettre sur COMMAND :Ps=13-811 in HG.

Pt= 21.849 in HG.

appuyer sur le bouton (112) et attendre pour que la pression se stabilise.

26-2- vérifier l'altitude sur DATA qu'elle est dans l'intervalle 19945 ft 20055 ft.

mettre sur COMMAND : Ps=7.108 in HG.

Pt=11.655 in HG.

appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise.

26-3- vérifier l'altitude sur DATA qu'elle est dans l'intervalle 34925 à 35075 ft.

**Test 27 : SCALE ERROR STATION NO .1 (B 100).**

mettre sur COMMAND ( 0 ft) :  $P_s = P_t = 29.921$  in HG , appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 737 .

éteindre puis allumer.

mettre sur TEMP PROBE la valeur 537.3 .

mettre sur COMMAND (109) :  $P_s = 30.797$  in HG,  $P_t = 30.806$  in HG, appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

mettre LABEL à 203.

27-1- vérifier que la lampe PARITY BIT (80) est allumée .

vérifier que la lecture sur DATA -785 et -815 ft.

mettre LABEL SELECT à 205 pour lire le MACH .

27-3- vérifier que la lecture sur DATA (122) est de 0.140 à 0.160 M.

mettre (121) à 206 pour lire la CAS .

27-4-vérifier que la lecture sur le DATA est de 40 à 50 Knots.

mettre sur (121) , la valeur 210 pour lire la TAS.

27-5- vérifier la lecture sur (122) est de 94.5 à 105.5 knots.

-mettre (121) à 211 pour lire la TAT

27-6- s'assurer que la lecture sur (122) est de 18.36 à 19.96 °C .

mettre (121) à 213 pour lire la SAT .

27-7-s'assurer que la lecture sur (122) est de 18.13 à 20.13 °C.

mettre (121) à 230 pour lire la TAS

27-8- s'assurer que la lecture sur (122) est de 94.5 à 105.5 knots.

mettre (121) à 231 pour lire la TAT .

27-9- vérifier que la lecture sur (122) est de 18.36 à 19.96 °C.

mettre (121) à 233 pour lire la SAT.

27-10-vérifier que la lecture sur (122) est de 18.13 à 20.13 °C.

-mettre LABEL (73) à 230, et appuyer sur RESET.

27-11- vérifier que la lecture sur DATA (72) de la TAS est 100.00.

mettre DITS LINE SELECT (87) de l'ARINC à 2 .

appuyer sur RESEST(71).

27-12- vérifier que la lecture sur DATA (72) de TAS est 100.00 .

mettre DITS LINE SELECT à 3 , et appuyer sur RESEST (71) .

27-13- vérifier que la lecture sur (72) de la TAS à la ligne 3 est de 100.00

mettre DITS LINE SELECT à 4, et appuyer sur RESEST .

27-14- vérifier que la lecture de la TAS sur DATA à la ligne 4 est de 100.00 .

mettre DITS LINE SELECT à 1, , et mettre le bouton ATC ENABLE à la position UP.

27-15- vérifier les lampes ALTITUDE READOUT (17) : C1 est allumée et les autres sont éteintes.

mettre ATC ENABLE (20) en bas .

27-16- vérifier que toutes les lampes ALTITUDE READOUT sont éteintes .

mettre SYNCHROS (28) à la position ALT F 1 .

27-17- vérifier que la lecture sur API est de 301° 20' à 303° 28'

même chose pour ALT F2 et même intervalle pour le test 27-18- .

mettre SYNCHROS à ALT C1.

27-19- vérifier que la lecture sur API est de 357° 20' à 303° 28'.

27-20- même test et même intervalle pour ALT C2.

mettre SYNCHROS à CAS 1.

27-21- s'assurer que la lecture sur API est de  $321^{\circ} 20'$  à  $325^{\circ} 20'$ .

27-22- même test et même intervalle pour CAS 2.

mettre (28) à TAS.

27-23- s'assurer que la lecture sur API est de  $322^{\circ} 2'$  à  $325^{\circ} 58'$ .

mettre le DVM à DC, et le connecter à METER (24), l'anode à RED et la cathode à BLACK.

mettre le bouton POTES/HOLDS/RATES à CAB PRESS.

prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

-mettre HOLDS/RATES (21) à ARM, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

27-24- s'assurer que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.99084 à 0.99484.

mettre (26) à TAT/EPRL, et noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

mettre (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

27-25- s'assurer que ARM/REF est dans l'intervalle 0.99373 à 0.99843.

connecter le DVM à SAT POTS (56), l'anode à P2-70 et la cathode à P2-69.

prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

mettre (21) à REF et prendre la valeur sur DVM comme « REF ».

27-26- s'assurer que ARM/REF est dans l'intervalle 0.20593 à 0.20735.

### **Test 28 : SCALE ERROR STATION NO .2**

mettre sur COMMAND les valeurs : Ps=29.172 in HG, Pt= 30.806 in HG.

appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise.

mettre le bouton SYNCHROS (28) à ALT F1 (altitude fine 1).

28-1- vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $49^{\circ} 18'$  à  $51^{\circ} 30'$ .

- mettre (28) à ALT F (altitude fine 2).

28-2- vérifier que la lecture sur l'API est de  $49^{\circ} 18'$  à  $51^{\circ} 30'$ .

28-3- même procédure pour CAS 1 et l'intervalle de lecture sur l'API est de  $54^{\circ} 43'$  à  $55^{\circ} 57'$ .

28-4- même procédure et même intervalle pour CAS 2 .

28-5- même procédure pour MACH 1, et l'intervalle de lecture sur API est de  $25^{\circ} 12'$  à  $32^{\circ} 24'$ .

28-6- même procédure et même intervalle pour MACH 2.

-mettre le bouton ATC ENABLE à la position UP.

28-5- vérifier que les lampes ALTITUDE READOUT sont comme suit :

B2 et C4 sont allumées , et les autres lampe sont éteintes.

mettre le bouton ATC ENABLE (20) en bas .

28-8- vérifier que toutes les lampe ATC ENABLE sont éteintes .

### **Test 29 : SCCALE ERROR STATION NO .3**

mettre sur COMMAND les valeurs : Ps= 22.653 in HG , Pt= 22.961 in HG,  
appuyer sur le bouton ENTER et attendre pour que la pression se stabilise .

mettre sur TEMP PROBE (60) , la valeur 589.4, et mettre (28) à ALT F1.

29-1- vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $178^{\circ} 39'$  à  $181^{\circ} 21'$ .

29-2- même procédure et même intervalle pour ALT F 2.

mettre (28) à CAS 1.

29-3- vérifier que la lecture sur API est de  $345^{\circ} 30'$  à  $347^{\circ} 50'$ .

29-4- même procédure et même intervalle pour CAS 2.

prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

prendre la lecture sur DVM du paragraphe 11-2 comme « REF » .

29-5- vérifier que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.21492 à 0.21628.

### **Test 30 : SCALE ERROR STATION NO 4:**

mettre sur COMMAND les valeurs : Ps=20.577 in HG , Pt=25.111 in HG, appuyer sur le bouton ENTER , et attendre pour que la pression se stabilise .

mettre sur TEMP PROB la valeur 520.6, et mettre LABEL SELECT (121) à 203.

30-1- vérifier que l'altitude affichée sur DATA (122) est dans l'intervalle 9980 à 10020 ft .

mettre (121) à 205.

30-2- vérifier que le MACH affiché sur DATA est dans l'intervalle 0.536 à 0.546 M

mettre (121) à 206.

30-3- vérifier que la CAS sur DATA est dans l'intervalle 299.0 à 301.0 Knots.

mettre (121) à 210.

30-4- vérifier que la lecture de la TAS sur (122) est dans l'intervalle 341.4 à 349.4 Knots.

mettre (121) à 211.

30-5- vérifier que la lecture de la TAT est dans l'intervalle 10.08 à 11.68 °C.

mettre (121) à 213.

30-6- vérifier que la lecture sur (122) de la SATest dans l'intervalle -3.83 à -5.83 °C.

mettre (121) à 217

30-7- vérifier que la pression statique est dans l'intervalle 20.527 à 20.627 in HG.

mettre (121) à 242.

30-8- vérifier que la lecture de la pression totale sur (122) est dans l'intervalle 25.061 à 25.161 in HG.

-mettre (121) à 230.

30-9- vérifier que la lecture de la TAS sur (122) est de 341.4 à 349.4 Knots.

mettre (121) à 231 .

30-10-vérifier que la lecture de la TAT sur (122) est dans les normes 10.08 à 11.68 °C.

-mettre (121) à 233 .

30-11-vérifier que la lecture de la SAT sur (122) est de -3.830 à -5.83 °C.

mettre SYNCHROS (28) à la position ALT F1.

30-12- vérifier que la lecture sur API est de 358° 34' à 1° 26'.

30-13- même procédure et même intervalle pour ALT F2.

mettre (28) à ALT C1.

30-14- vérifier que la lecture de altitude corse sur API est dans l'intervalle 26° 8' à 27° 12'.

30-15- même procédure et même intervalle pour ALT C2.

mettre (28) à CAS1.

30-16- vérifier que la lecture sur API est de 133° 0' à 133° 40'.

30-17- même procédure et même intervalle pour CAS 2.

mettre (28) à MACH .

30-18- vérifier que la lecture sur API est de 120° 57' à 124° 33'.

30-19- même procédure et même intervalle pour MACH 2.

mettre (28) à TAS .

30-20-vérifier que la lecture sur API est de 50° 54' à 53° 46'.

-mettre POTS/HOLDS/RATES (26) à CAB PRESS,et connecter le DVM à METER ,l'anode à RED et la cathode à BLACK .

noter la lecture sur DVM comme « REF ».

mettre HOLDS/RATES à ARM, puis prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

30-21- s'assurer que le résultat ARM/REF est dans les normes 0.66188 à 0.66488 .

mettre (26) à TAT/EPRL, et noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

mettre (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

30-22- s'assurer que le résultat ARM/REF est dans les normes 0.77941 à 0.78921.

### Test 31 : SCALE ERROR STATION NO . 5

- mettre sur COMMAND les valeurs :Ps=17.577 in HG, Pt=18.526 in HG.

appuyer sur (112) et attendre pour que la pression se stabilise, et mettre sur TEMP PROB (60) la valeur 543.0.

-mettre (28) à ALT F1.

31-1- vérifier que la lecture sur l'API est de 286° 17' à 289 43'.

31-2- même procédure et même intervalle pour ALT F2.

mettre (28) à CAS 1.

31-3- s'assurer que la lecture sur API est de 25° 51' à 27° 29'.

31-4- même procédure et même intervalle pour CAS 2.

mettre (28) à TAS.

31-5- s'assurer que la lecture sur API est de 352° 23' à 354° 15'.

mettre (26) à A/S ;

mettre le bouton A/S ONLY /ALL Q POT (25) à A/S ONLY, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

mettre (21) à ARM et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-6- s'assurer que le résultat ARM/REF est dans l'intervalle 0.17655 à 0.19127

-mettre (25) à ALL Q POTS

-connecter le DVM à SAT POTS (56), l'anode à P2-70 et la cathode à P2-69 , et noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

-mettre (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-7- vérifier que le résultat ARM/REF est de 0.20546 à 0 .20688.

-connecter le DVM à TAS POT (55) , l'anode à P2-76, et la cathode à P2-66, puis prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

-mettre (21) à REF , et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-8- s'assurer que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.05546 à 0.05794.

-mettre le DVM à AC , et le connecter à METER (24) , l'anode à RED , et la cathode à BLACK.

-mettre (26) à Q POT 1, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

-mettre (21) à REF , et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-9- vérifier le rapport ARM/REF de Q POT 1 est entre 0.1550 à 0.2150.

-mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 727.

mettre HOLD/SEL HDG (10) à SEL HDG.

-éteindre , puis allumer.

-prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

-mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-10- vérifier que le rapport ARM/REF est dans les normes 0.0740 à 0.1340.

-mettre HOLD/SEL HDG (10) à HOLD .

-noter la lecture sur DVM comme ARM

-mettre (21) à REF et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-11- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.1385 à 0.1985 .

-mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 707.

mettre DOPPLER/DOPPLER (9) à DOPPLER .

-éteindre, puis allumer .

-prendre la lecture sur DVM comme « REF » , puis mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

-31-12-vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.1907 à 0.2507.

-mettre (9) à DOPPLER.

-prendre la lecture sur DVM comme « REF » , puis mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-13- vérifier que le rapport ARM/REF est entre 0.1251 et 0.1851.

-mettre NAV/PSH (7) à NAV, et prendre la lecture sur DVM comme « REF » , puis mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-14-vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.1950 et 0.2550.

-mettre (26) à Q POT 2.

-mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 737 , puis éteindre .

-allumer , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , puis mettre (21) à REF ,et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-15- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.6971 et 0.7571.

mettre (5) à 727. \_\_\_\_\_

-mettre le bouton HDOT/HDOT à HDOT , puis éteindre.

-allumer et prendre la lecture sur DVM comme « REF » , puis mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-16- vérifier que ARM/REF est dans l'intervalle 0.6490 à 0.7090.

-mettre le bouton Q POT2 (1) à 3K.

-mettre (16) à HDOT,puis éteindre.

-allumer, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , puis mettre (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-17-vérifier que le rapport ARM/REF est entre 0.6862 et 0.7462.

-mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 707.

-mettre Q POT 2 (1) à LOAD 40K.

-éteindre .

allumer , et prendre la lecture sur DVM comme « REF », puis mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-18- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.3370 à 0.3970.

mettre le bouton 'identification d 'aéronefs à 707, et noter la lecture sur DVM comme « ARM », puis mettre (21) à REF et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

-31-19-vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.3482 à 0.4082.

mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 737, et mettre (26) à Q POT4.

-éteindre , puis allumer.

-allumer et prendre la lecture sur DVM comme « REF », mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

21-20- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.7468 à 0.8068.

-mettre (5) à 727, et (26) à Q POT 5, puis mettre le DVM à DC.

-mettre (21) à REF, puis éteindre.

-allumer et prendre la lecture sur DVM comme « REF », puis mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-21-vérifier que le rapport ARM/REF et dans l'intervalle 0.7174 et 0.7774.

-mettre le bouton Q POT5/6 à (-) REF.

-prendre la lecture sur DVM comme « ARM », puis mettre (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-22-vérifier que le rapport ARM/REF est entre 0.7174 et 0.7774.

-mettre (26) à Q POT 6.

-mettre Q POT5/6 (2) à (+) REF, et noter la lecture sur DVM comme

« REF », puis mettre (21) à ARM et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-23- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.7174 à 0.7774.

-mettre Q POT5/6 (2) à (-) REF, et noter la lecture sur DVM comme « ARM », puis mettre (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-24- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.7174 à 0.7774.

mettre(26) à Q POT, puis mettre DVM pour lire AC.

-éteindre, puis allumer, et prendre la lecture sur DVM comme « REF », mettre (21) à ARM, et noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-25-vérifier que le rapport ARM/REF est entre 0.7996 à 0.8596.

-mettre MOD BLK à V, puis éteindre.

-allumer et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

-mettre (21) à REF et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-26- s'assurer que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.5464 à 0.6064.

-mettre MOD BLK à IV, mettre (26) à Q POT 8, puis éteindre

-allumer et prendre la lecture sur DVM comme « REF », mettre (21) à ARM, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-27-vérifier que ARM/REF est entre 0.7996 à 0.8596.

-mettre (26) à Q POT 9, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM », puis mettre (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-28-vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.5912 à 0.6512.

-mettre (26) à Q POT 7/10, et mettre le bouton Q POT (3) à 10, puis éteindre.

-allumer et prendre la lecture sur DVM comme « REF », puis mettre (26) à ARM et noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-29- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.7996 à 0.8596.

-mettre MOD BLK (11) à V, puis éteindre .

-allumer et prendre la lecture sur DVM comme « ARM », mettre le bouton (26) à REF , et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

31-30- vérifier que ARM/REF est dans l'intervalle 0.5464 et 0.6064.

-mettre MOD BLK à IV , et mettre le bouton d'identification d'aéronefs (5) à 737, puis mettre (26) à CWS et éteindre.

-allumer et prendre la lecture sur DVM comme « REF », puis mettre (21) à ARM et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

31-31-vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.4856 à 0.5756.

### **Test 32 : SCALE ERROR STATION**

-mettre sur COMMAND (109) les valeurs: Ps=13.750 in HG, Pt=22.135 in HG, puis appuyer sur ENTER (112), et attendre pour que la pression se stabilise.

-mettre TEMP PROB à 520.6.

-mettre LABEL SELECT (121) à 203.

32-1- vérifier sur DATA(122) que l'altitude est dans l'intervalle 19970 à 20030 ft.

-mettre (121) à 205.

32-2-vérifier sur (122) que la lecture du MACII est dans l'intervalle 0.849 à 0.859 M .

-mettre (121) à 206 pour lire la CAS.

32-3-vérifier que la lecture de la CAS sur (122) est dans l'intervalle 399 .0 à 401 Knots .

-mettre (121) à 210 pour lire la TAS.

32-4- vérifier la lecture de la TAS sur (122) qui doit être dans l'intervalle 520.2 à 528.2 Knots .

-mettre (121) à 213 pour lire la SAT.

32-5-vérifier que la lecture sur DATA est dans l'intervalle -23.84 à -25.84 °C.

-mettre (121) à 232 pour lire la TAS.

32-6-vérifier que la lecture sur (122) est dans l'intervalle 520.2 à 528.2 Knots.

- mettre (121) à 233 pour lire la SAT.

32-7-vérifier que la lecture sur DATA est dans l'intervalle  $-23.84$  à  $-25.84$  °C.

32-8-vérifier les lampes ALTITUDE READOUT ( altitude à 20000 ft) :

A1,A2,A4 sont allumées, B1,B2,B4 et C2 sont allumées et les autres lampes sont éteintes.

-mettre ATC ENABLE en bas.

32-9- vérifier que toutes les lampes ALTITUDE READOUT (17) sont éteintes.

-mettre (28) à ALT C1 pour tester l'altitude course (en grossier).

32-10-vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $52^{\circ} 48'$  à  $53^{\circ} 52'$ .

32-11- même procédure et même intervalle pour ALT C2

32-12-mettre (28) à CAS 1, et vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $199^{\circ} 40'$  à  $200^{\circ} 20'$ .

32-13- même procédure et même intervalle pour CAS 2.

32-14- mettre (28) à MACH 1 , et vérifier la lecture sur l'API qu'elle est dans l'intervalle  $233^{\circ} 38'$  à  $237^{\circ} 14'$ .

32-15- même procédure et même intervalle pour MACH 2.

-mettre (26) à A/S, et A/S ONLY/ALL QPOTS (25) à A/S ONLY.

-mettre DVM à DC, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM », puis mettre(21) à REF , et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

32-16- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.77127 à 0.79195.

-mettre (25) à ALL Q POTS , et (26) à MACH TRIM 1, puis prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

-mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

32-17-vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.5339 à 0.5539.

**Test 33 : SCALE ERROR STATION NO .7**

-mettre sur COMMAND les valeurs : Ps=8.885 in HG, Pt=11.986 in HG, appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise.

-mettre TEMP PROBE (60) à 429.8, et mettre LABEL SELECT à 203.

33-1-vérifier la lecture sur (122) de l'altitude qui doit être dans l'intervalle 29960 à 30040 ft .

33-2- mettre (121) à 205 , et vérifier la lecture de MACH sur (122) , l'intervalle de 0.664 à 0.672 M .

33-3-mettre (121) à 206, et vérifier la lecture de la CAS sur (122) , l'intervalle 248.8 à 251.2 Knots .

33-4- mettre (121) à 210, et vérifier la lecture de la TAS sur (122) , l'intervalle 380.6 à 388.6 Knots.

33-5-mettre (121) à 211, et vérifier la lecture de la TAT sur (122) , l'intervalle -34.56 à -36.18 °C .

33-6-mettre (121) à 213, et vérifier la lecture de la SAT sur (122) , l'intervalle est de -53.85 à -55.85 °C.

33-7-mettre (121) à 230, et vérifier que la lecture de la TAS est dans l'intervalle 380.6 à 388.6 Knots.

33-8-mettre (121) à 231 , et vérifier que la lecture de la TAT sur (122) est dans l'intervalle -34.56 à -36.18 °C.

33-9- mettre (121) à 233 , et vérifier que la lecture de la SAT est dans l'intervalle -53.85 à -55.85 °C.

33-10- mettre SYNCHROS (28) à CAS 1 , et vérifier que la lecture sur API est dans l'intervalle 99° 40' à 100° 20'.

33-11- même procédure et même intervalle pour CAS 2.

33-12-mettre (28) à MACH 1, et vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle 166° 40' à 170° 16'.

33-13- même procédure et même intervalle pour MACH 2.

33-14-mettre (28) à TAS , et vérifier que la lecture sur API est dans l'intervalle  $65^{\circ} 2'$  à  $67^{\circ} 54'$ .

-mettre le DVM pour lire DC, et mettre (26) à CAB PRESS , puis prendre la lecture sur DVM comme « REF », mettre (21) à ARM, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

33-15- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.28045 à 0.29245 (pression cabine) .

33-16- mettre (26) à TAT/EPRL et noter la lecture sur DVM comme « REF », puis mettre (26) à ARM et prendre la lecture sur DVM comme « ARM », vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.38726 à 0.39706.

33-17- mettre (26) à A/S et (25) à A/S ONLY , et noter la lecture sur DVM comme « REF », puis mettre (21) à ARM , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.42858 à 0.44498.

33-18- mettre (25) à ALL Q POTSet (26) à MACH TRIM 1 , puis prendre la lecture sur DVM comme « ARM », rendre (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF », vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.0429 à 0.0629.

33-19- même procédure et même pour MACH TRIM 2.

33-20- connecter le DVM à SAT POT (56) , l'anode à P2-70 et la cathode à P2-69, et noter la lecture sur DVM comme « ARM »mettre (21) à REF et prendre la lecture sur DVM comme « REF », vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.17777 à 0.17941.

33-21-connecter DVM à (55) , l'anode à P2-67 et la cathode à P2-66, prendre la lecture sur DVM comme « ARM »et mettre (21) à REF , puis prendre la lecture sur DVM comme « REF ».vérifier que la lecture sur DVM est dans l'intervalle 0.11809 à 0.12057.

33-22- mettre le DVM pour lire AC, connecter le DVM à METER (24) , l'anode à RED, et la cathode à BLACK, prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , mettre (21) à REF , et prendre la lecture sur DVM comme « REF » , vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.2803 à 0.3403.

- mettre le bouton d'identification d'aéronefs (5) à 727, puis mettre HOLDS/SEL HDG à SEL HDG, puis éteindre .

-allumer , et prendre la lecture sur DVM comme « REF » , mettre (21) à ARM et prendre la lecture sur DVM comme « ARM ».

33-23- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.1632 à 0.2232.

-mettre HOLDS SELL HDG (10) à HOLD , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , puis mettre le bouton (21) à REF, et prendre la lecture sur DVM comme « REF ».

33-24- vérifier que la lecture sur DVM est dans l'intervalle 0.2881 à 0.3481.

-mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 70.

-mettre le bouton DOPPLER/DOPPLER (9) à DOPPLER, et noter la lecture sur DVM comme « REF » , puis mettre (21) à ARM , et noter la lecture sur DVM comme « ARM ».

33-25- vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.3468 à 0.4068.

33-26-mettre NAV/PSH à PSH, puis mettre (9) à DOPPLER, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , mettre (21) à REF , et prendre la lecture sur DVM comme « REF » , puis vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.2324 à 0.2924.

33-27-mettre NAV/PSH (7) à NAV , et noter la lecture sur DVM comme « REF » , mettre (21) à ARM et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , et vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.3549 à 0.4149.

33-28- mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 737, éteindre , puis allumer , et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , mettre (21) à REF et prendre la lecture sur DVM comme « REF » , vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.4715 à 0.5315.

33-29- mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 727, et mettre le bouton HDOT/HDOT à HDOT, éteindre , puis allumer et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , rendre (21) à REF , et prendre la lecture sur DVM comme « REF » , vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.3176 à 0.3776.

#### **Test 34 : SCALE ERROR STATION**

-mettre sur COMMAND les valeurs :Ps=7.041inHG , et Pt=13.173 in HG, puis appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise, et mettre sur TEMP PROBE la valeur 406.2.

- 34-1-mettre ATC ENABLE (20) à up, et vérifier que las lampes ALTITUDE READOUT(17) t comme suit :D4, A1, A4, B1, C2 sont allumer, et les autres lampes sont éteintes.
- 34-2- mettre ATC ENABLE (20) en bas, et vérifier que toutes les lampes ALTITUDE READOUT sont éteintes.
- 34-3- mettre SYNCHROS (28) à ALT F1 , et vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $356^{\circ} 24'$  à  $3^{\circ} 36'$ .
- 34-4- même procédure et même intervalle pour ALT F1.
- 34-5-mettre (28) à CAS 1 et vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $136^{\circ} 40'$  à  $164^{\circ} 20'$ .
- 34-6- même test et même intervalle pour CAS 2.
- 34-7-mettre SYNCHROS (28) à MACH 1, et vérifier que la lecture sur API est dans l'intervalle  $281^{\circ} 10'$  à  $287^{\circ} 38'$ .
- 34-8-meme procédure et même intervalle pour MACH 2.
- 34-9- mettre (28) à TAS , et vérifier que la lecture sur l'API est dans l'intervalle  $117^{\circ} 37'$  à  $120^{\circ} 29'$ .
- 34-10- connecter le DVM à TAS POt(55) l'anode à P2-67,et la cathode à P2-66, et mettre DVM à DC, et prendre la lecture sur DVM comme « ARM » , puis mettre (21) à REF et prendre la lecture sur DVM comme « REF », et vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.16338 à 0.16586.
- 34-11- connecter DVM à METER (24) , l'anode à RED et la cathode à BLACK,mettre DVM à AC , et prendre la lecture sur DVM comme « REF », puis mettre (21) à ARM et prendre la lecture sur DVM comme « ARM », et vérifier que le rapport ARM/REF est dans l'intervalle 0.1387 à 0.2287.

### Test 35 : SCALE ERROR STATION NO .9

mettre sur COMMANDles valeurs : Ps=5.538 in HG, Pt=9.266 in HG, appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise , puis mettre SYNCHROS à ALT F1.

- 35-1- vérifier que la lecture sur API est dans l'intervalle  $355^{\circ} 41'$  à  $4^{\circ} 19'$ .
- 35-2- même procédure et même intervalle pour ALT F2.

35-3- mettre (28) à MACH 1 , et vérifier que la lecture sur API est dans l'intervalle 246° 36' à 250° 12'.

35-4- même procédure et même intervalle pour MACH 2.

mettre sur COMMAND : Ps=Pt = 28.500 in HG, appuyer sur ENTER et attendre que la pression se stabilise , appuyer sur le bouton MEASURE (97), mettre le bouton 115 V 400 Hz (38) de la DADC à INT , puis appuyer sur le bouton POWER, la lampe s'éteint .

fin du test.

**Test 36 : SCALE ERROR STATION NO .1(B 100) seulement.**

mettre sur COMMAND les valeurs : Ps= Pt= 29.921( mettre à 0 ft et 0 Knots), puis appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise , et mettre le bouton d'identification d'aéronefs à 737.

-teindre puis allumer , et mettre sur TEMP PROBE la valeur 537.3

-mettre sur COMMAND les valeurs : PS=30.797 in HG, Pt=30.806 in HG, puis appuyer sur ENTER et attendre pour que la pression se stabilise , et mettre LABEL (73) à 206.

36-1- vérifier que les lampes PARITY BIT (80) sont allumées pour s'assurer que le test est dans les conditions indiquées.

36-2-vérifier l'altitude sur le DATA (122) qui doit être dans l'intervalle -785 à -815 ft.

36-3- mettre LABEL SELECT (121) à 205, et vérifier sur le DATA (122) le nombre de MACH qui doit être dans l'intervalle 0.140 à 0.160 M.

36-4- mettre LABEL SELECT (121) à 206 , et vérifier que la CAS est dans l'intervalle 40 à 50 Knots.

36-5- mettre (121) à 210, et vérifier sur (122) que la lecture de TAS est dans l'intervalle 94.5 à 105.5 Knots.

36-6- mettre (121) à 211 , et vérifier que la lecture de la TAT est dans l'intervalle 18.36 à 19.96 °C.

36-7-mettre (121) à 213 , et vérifier sur (122) que la lecture de la SAT est dans l'intervalle 18.13 à 20.13 °C.

36-8-mettre (121) à 230,et vérifier sur (122) que la lecture de la TAS est dans l'intervalle 94.5 à 105.5 Knots.

36-9-mettre (121) à 231, et vérifier que la lecture sur (122) est dans l'intervalle 18.36 à 19.96 °C.

36-10- mettre (121) à 233 ,et vérifier que la lecture sur (122) est dans l'intervalle 18.13 à 20.13 °C.

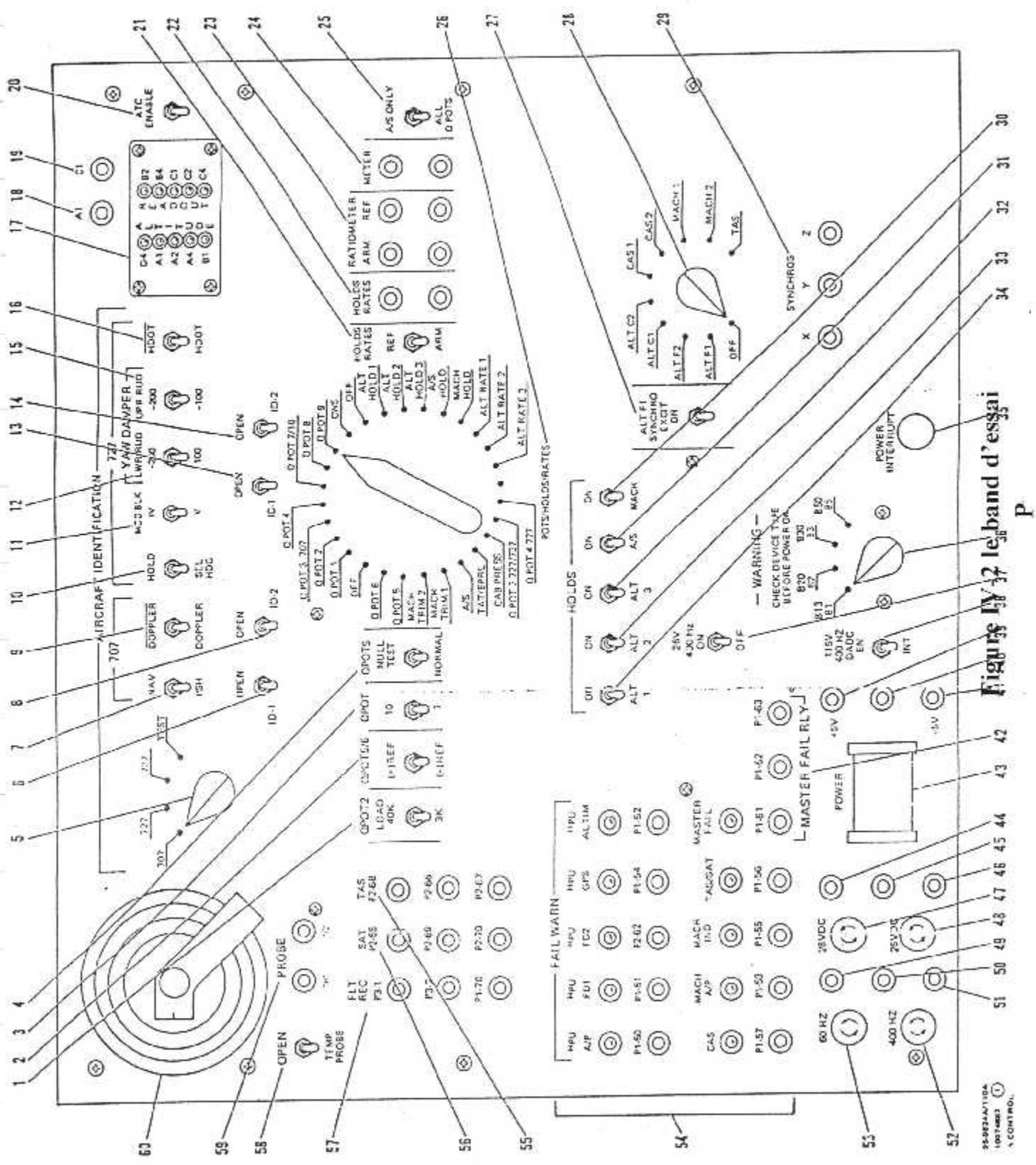


Figure 17 le band d'essai P

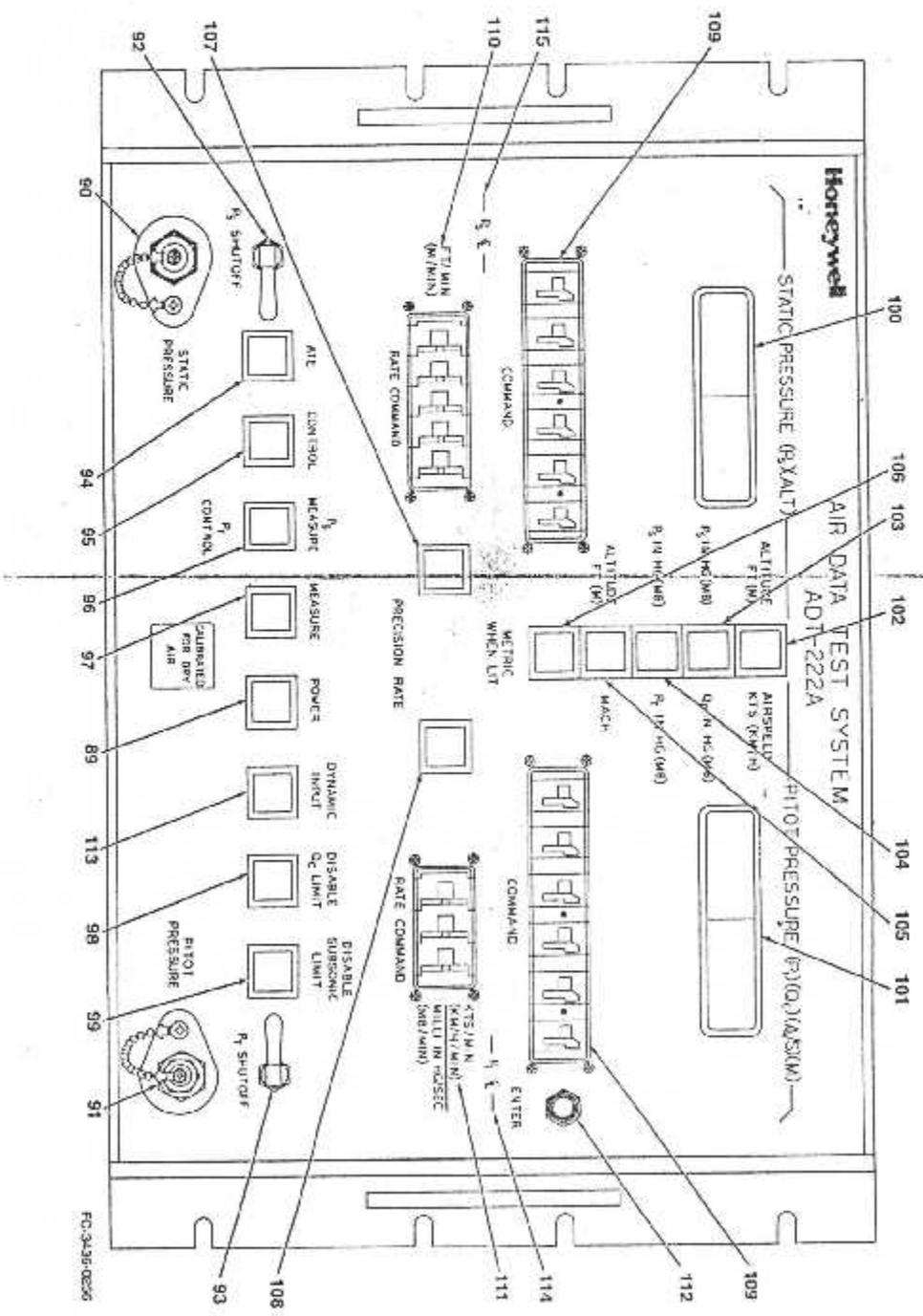


Figure IV-3 air DATA TEST SYSTEM ADT

Figure 3. HG4808 J4 BREAKOUT BOX

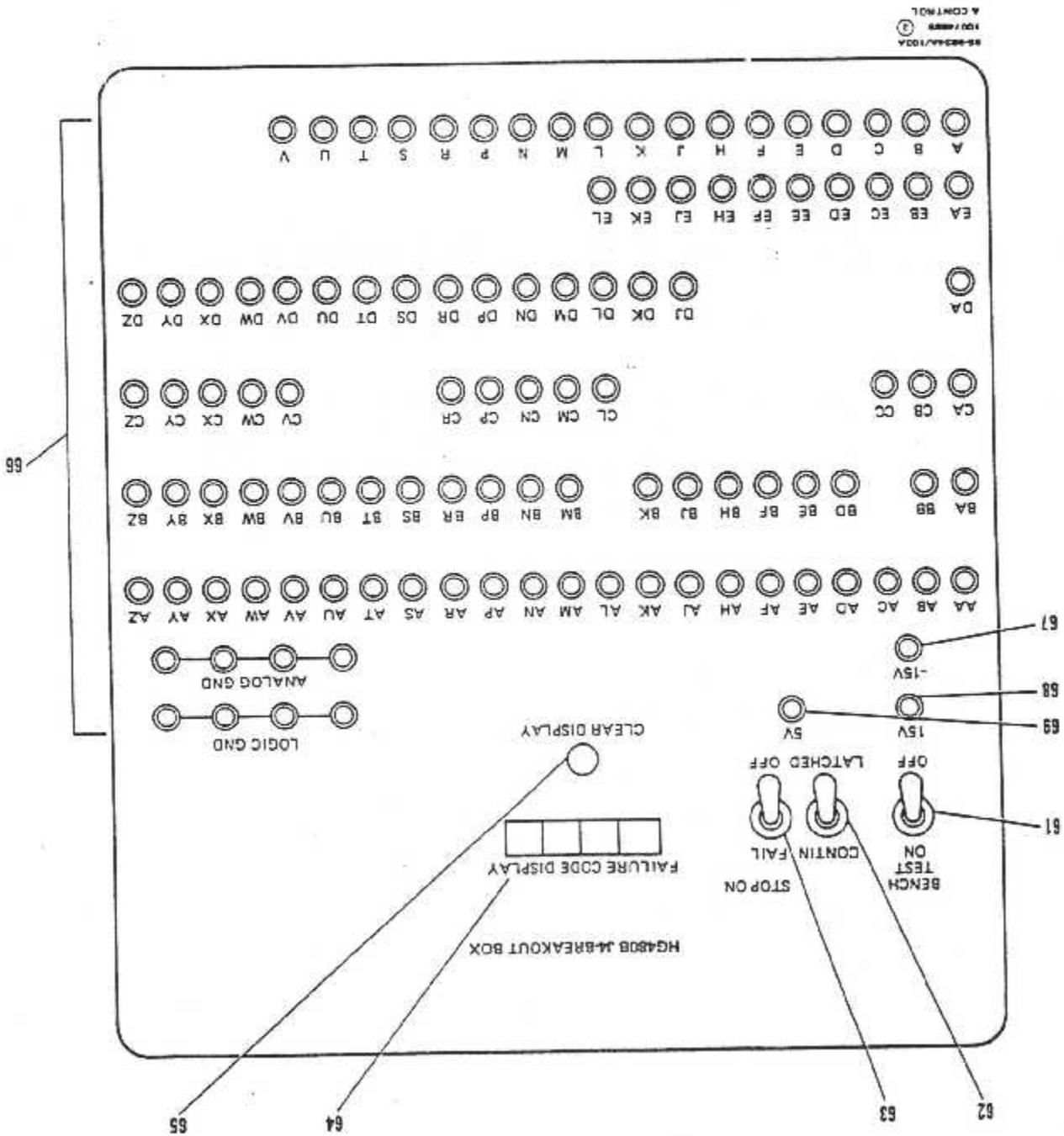
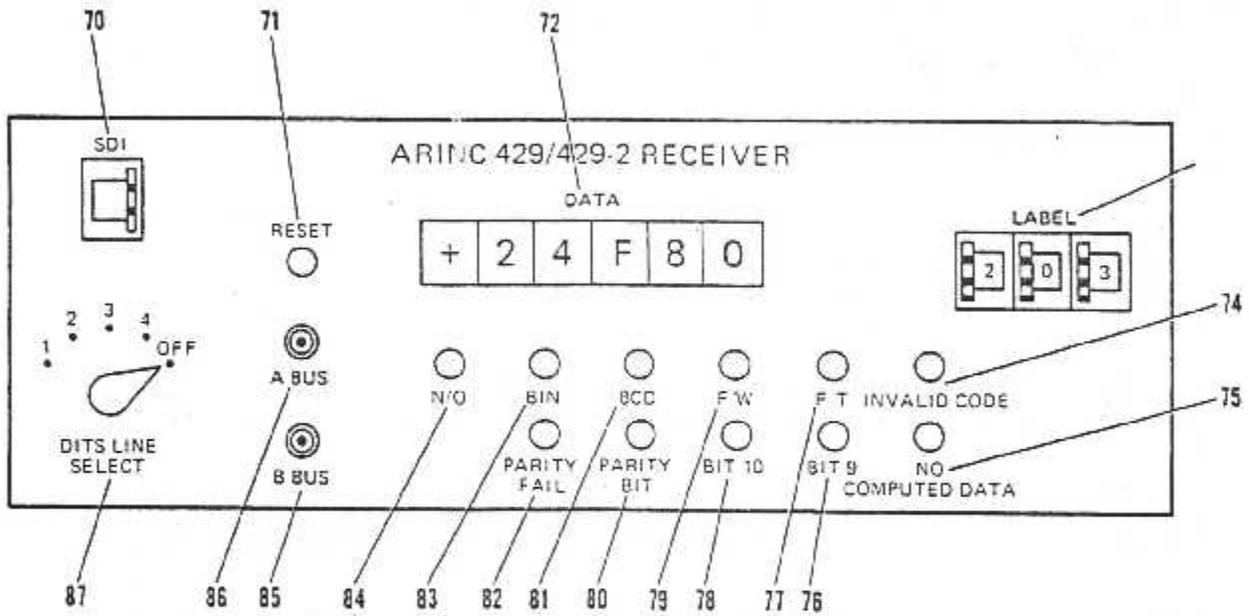


Figure IV-4 : L'ARINC 429/429



NOTE: ON SOME ARINC 429/429-2 RECEIVER MODELS, THE DATA DISPLAY IS IDENTIFIED AS CODE DISPLAY AND THE LABEL THUMBWHEEL SWITCHES AS CODE SWITCH.

15-9824/138  
10074888 ①  
A CONTROL

# **CHAPITRE V :**

## **SIMULATION**

**V-1- INTRODUCTION :**

Il s'agit d'une programmation des données air de la DADC à l'aide du logiciel MATLAB, en utilisant les différentes relations aérodynamiques.

**V-2-DIFFERENTES RELATIONS AERODYNAMIQUES UTILISEES DANS CETTE SIMULATION :****V-2-1- altitude pression :**

L'altitude pression est la dérivée de l'équation de loi de gaz parfait

$$D P_s = -\rho g dz$$

$$\text{Tel que } \rho = \mu P_s / R^* T$$

$P$  : Densité de gaz.

$\mu$  : Poids moléculaire moyen d'air.

$P_s$  : Pression statique.

$R$  : Constante de gaz.

$T$  : Température absolue.

$g$  : gravité

$Z$  : Altitude géométrique

**V-2-2- vitesse de l'air calculée (TAS) :**

la vitesse de l'air vraie (TAS) est obtenue par la relation suivante :

$$M = V_r / a, \text{ tel que } V_r = M * a \text{ et : } a = (\sigma P_s / \rho)^{1/2}.$$

Pour la vitesse de l'air subsonique,  $V_c$  est dérivée de la formule adiabatique standard de Bernoulli pour l'écoulement compressible :

$$P_r = P_s [1 + (\sigma - 1) / 2 \sigma \rho / P_s V_i^2] \sigma / \sigma - 1$$

$P_r$  : Pression totale

$P_s$  : Pression statique

$\sigma$  : Rapport spécifique de la chaleur pour l'air

$\rho$  : Densité de gaz (air)

$V_i$  : Vitesse de l'air vraie.

### V-2-3- la pression d'impact :

La pression d'impact  $Q_c = P_r - P_s$ . Est obtenue par la relation suivante :

$$Q_c = P_0 \left(1 + \frac{\sigma - 1}{2} (V_c / a_0)^2\right)^{\sigma / \sigma - 1 - 1}$$

tcl que  $a = (\sigma P_s / \rho)^{1/2}$ .

### V-2-4- le nombre de MACH :

le nombre de MACH est le rapport de la vitesse de l'air vraie à la vitesse du son à certaines conditions de vol

$$M = V_i / a, \quad V_i = M / a$$

la relation statique (SAT) est obtenue à partir de l'équation suivante :

$$T_s = T_i / (1 + 0.2 M^2)$$

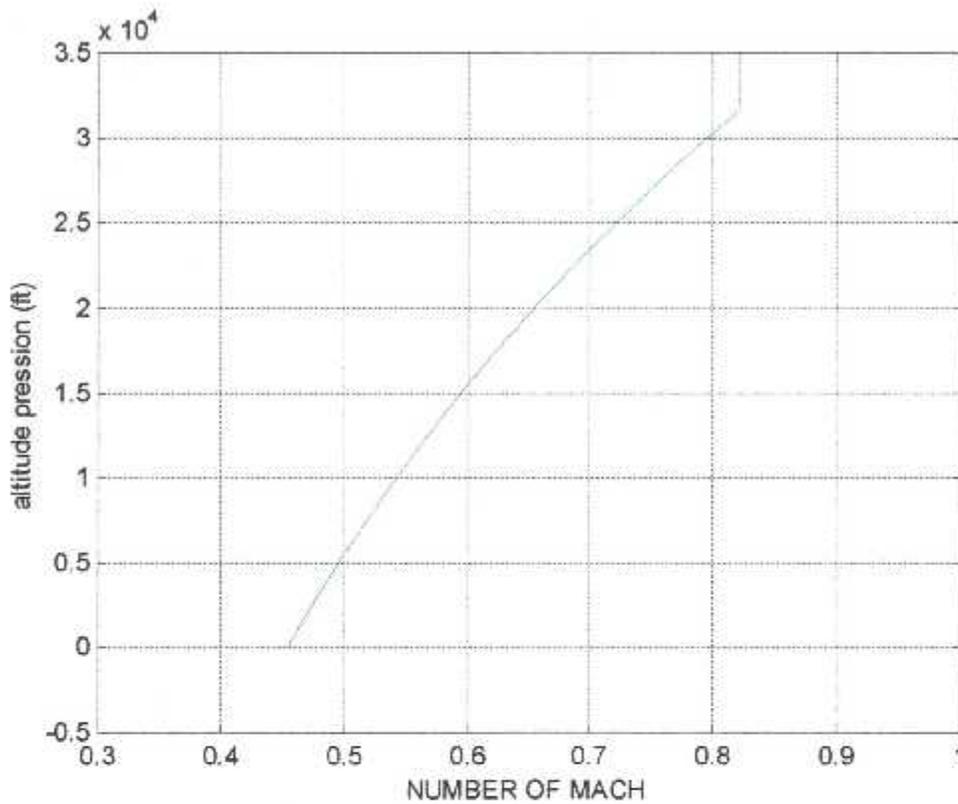
### V-3- OBJECTIF DE LA SIMULATION :

L'objectif de cette partie est de simuler un plan de vol d'un aéronef à deux phases :

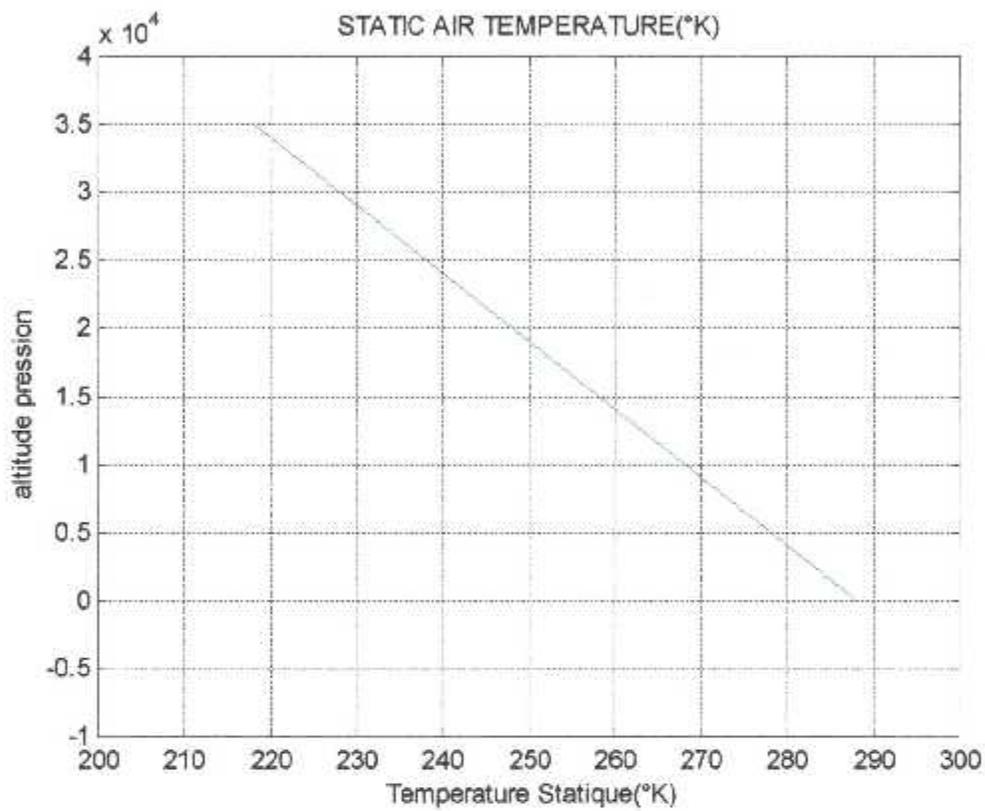
D'abord, une montée avec une vitesse conventionnelle constante jusqu'à atteindre un MACH égale à 0.82 M.

Ensuite pour la deuxième phase, en continue la montée avec la valeur de MACH égale à 0.82 jusqu'à l'obtention d'une altitude pression de 35000 pieds .

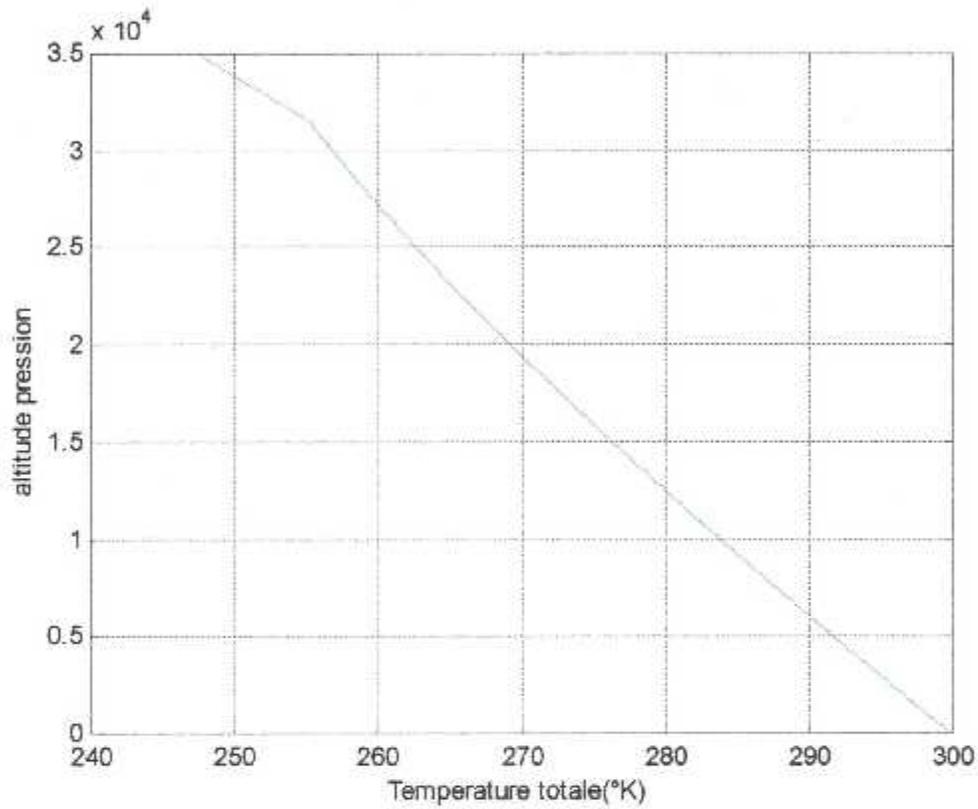
Et on aura les courbes suivantes :

**COMMENTAIRE :**

En remarque qu'en fur et à mesure que l'altitude pression augmente, le nombre de MACH augmente également, donc la relation est proportionnelle jusqu'à une certaine valeur où le MACH ne peut plus varier, il reste constant. Ce résultat correspond à la courbe (V-1) de l'annexe.

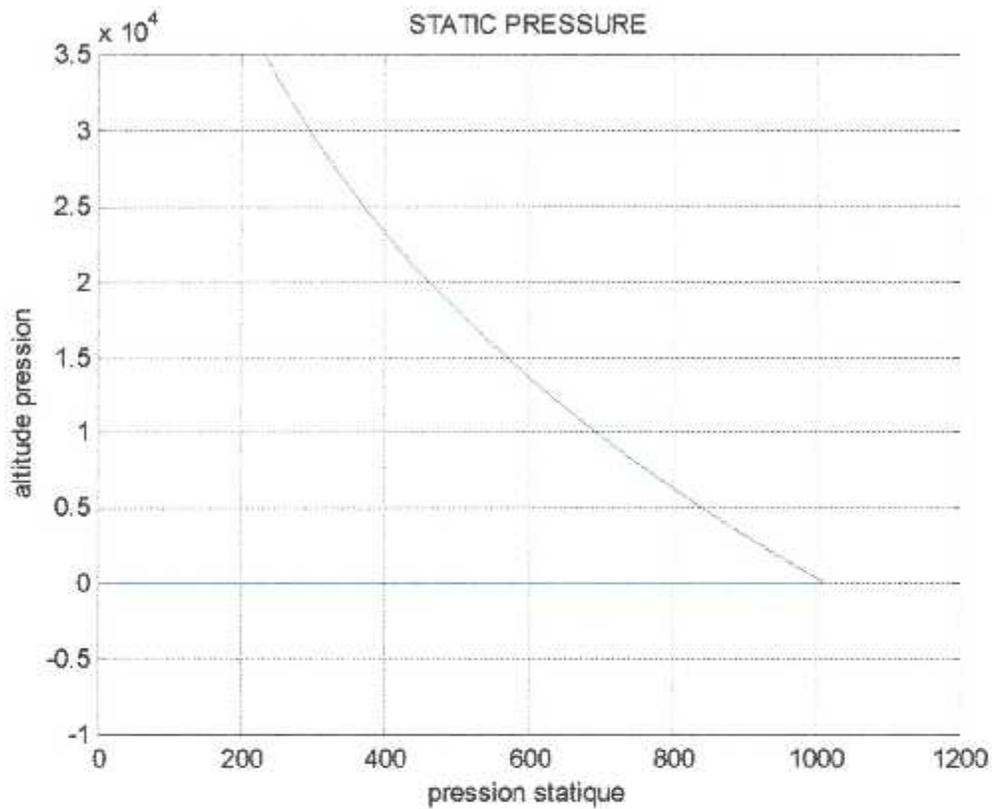
**COMMENTAIRE :**

On remarque dans cette figure que l'altitude pression augmente, en même temps que la température statique diminue.

**COMMENTAIRE :**

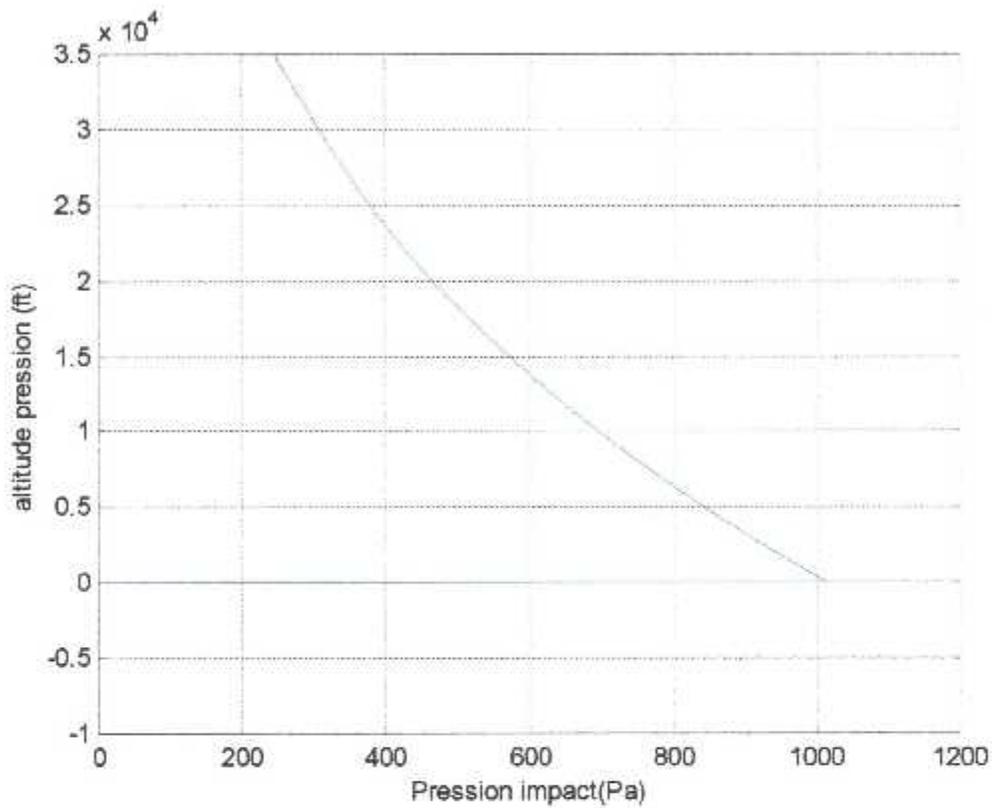
On remarque dans cette figure que la relation entre l'altitude pression et la température totale n'est pas proportionnelle puisque l'altitude pression augmente en même temps que la température totale diminue.

Cette figure correspond à la figure V-3 de l'annexe.

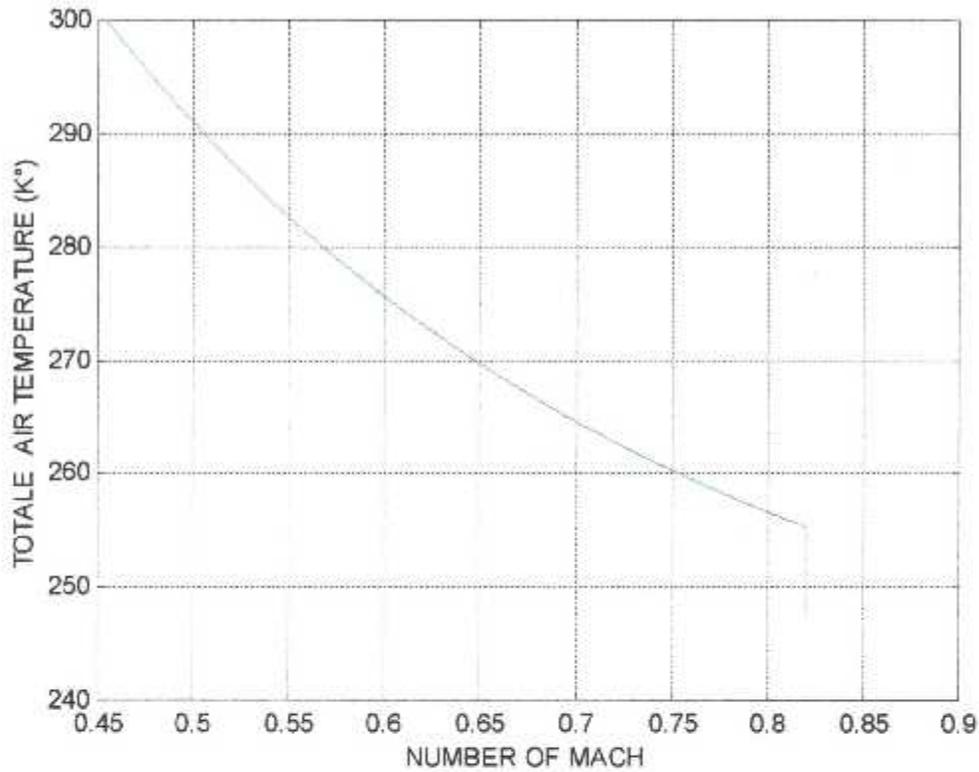
**COMMENTAIRE :**

On remarque dans cette figure que quand l'altitude pression augmente, la pression statique diminue.

Cette courbe correspond à la courbe dans la figure V-3 de l'annexe.

**COMMENTAIRE :**

On remarque dans cette figure que la même chose s'est produit comme la figure (V- 3), car l'altitude pression augmente en même temps que la pression impact diminue.

**COMMENTAIRE :**

On remarque dans cette figure que la relation n'est pas proportionnelle puisque la température totale de l'air diminue en même temps que le nombre de MACH augmente.

Voir figure V-3 dans l'annexe.

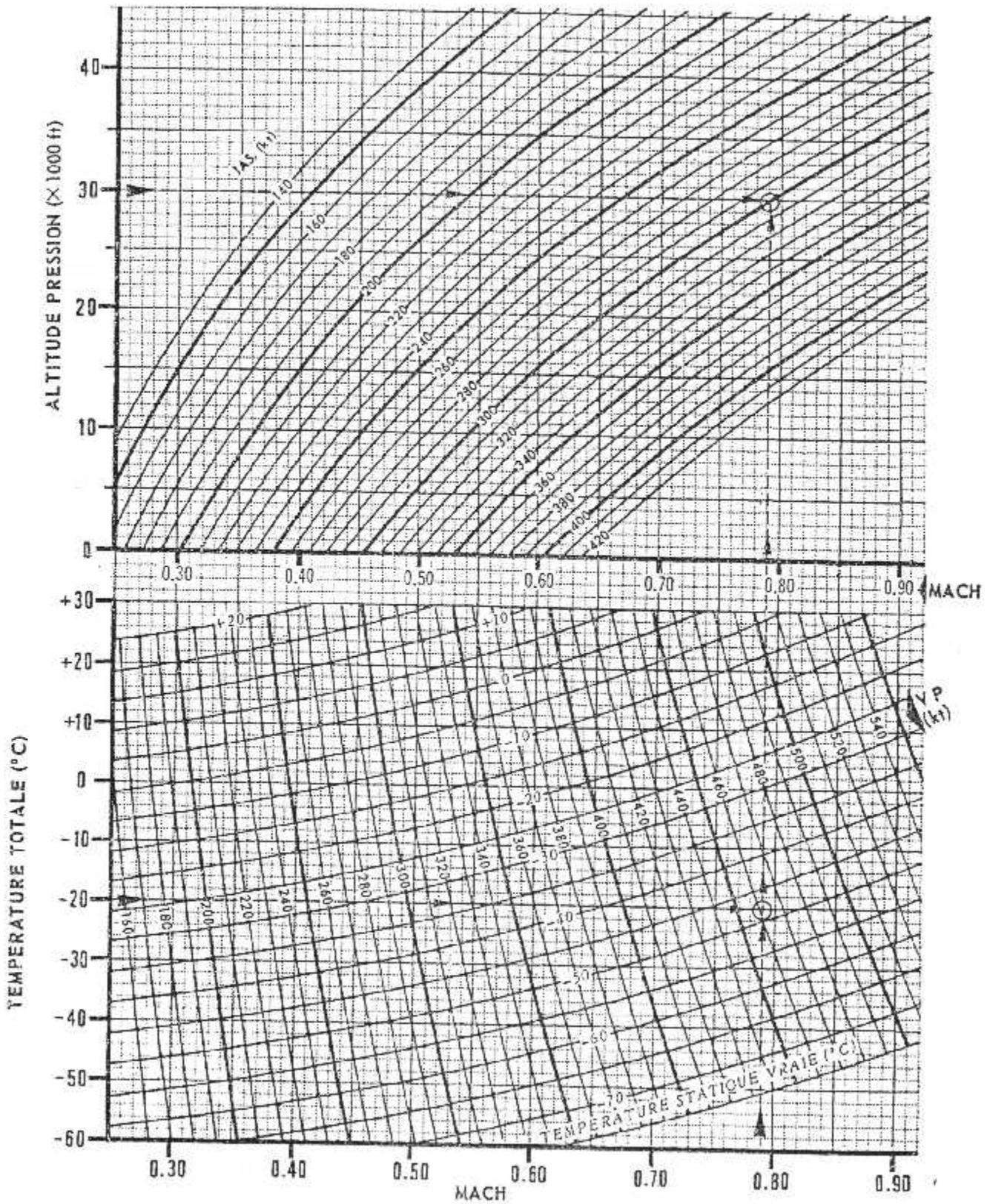
# ANNEXE

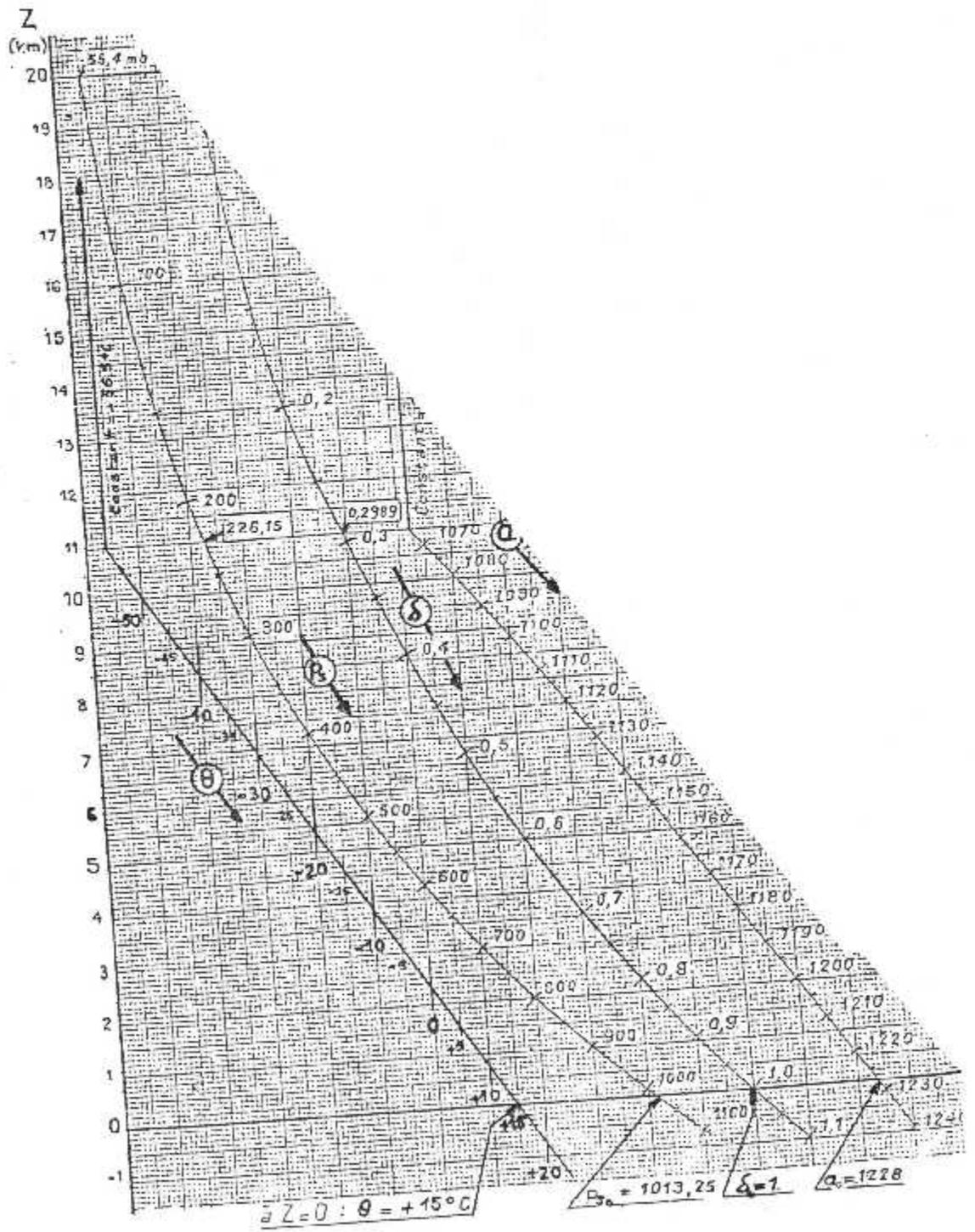
```

%La simulation
clear all;
close all;
%initilisation
Isa=288;
P0=1013.25;
A0=661;
L1=0.002;
L2=0.0065;
r=287;
H=10;%
T1=0;
Vc(1)=300;
G0=9.81;
Zp(1)=0; %%% ZP
SAT(1)=288;
TAT(1)=299.86;
R0=1.22;
T=Isa+T1;
Dp=P0*(((1+0.2*(Vc(1)/A0)^2)^3.5)-1);
MACH(1)=((((Dp/P0)+1)^(1/3.5)-1)/0.2)^0.5)
%%Début de la 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));
%Zp(I)=Zp(I-1)+H;
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
%Début de la phase N°2
while Zp(I)<35000
I=I+1;
Zp(I)=Zp(I-1)+H;
Ps(I)=P0*((T-L1*Zp(I))/T)^(G0/(r*L2));
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);
Vc(I)=sqrt(7*(P0/R0)*(((Dp/P0)+1)^2.285)-1);
EV=sqrt(7*(Ps(I)/R0)*((((Dp/Ps(I))-1)^2.285)-1));
end
figure(1);title ('variation du nombre de MACH en fonction de ZP');
plot(MACH,Zp);Xlabel('NUMBER OF MACH');Ylabel('altitude pression (ft)');
axis([0.3 1 -5000 35000]);grid;

```

```
figure(2);
plot(SAT,Zp);title ('STATIC AIR TEMPERATURE(°K)');xlabel (' Temperature
Statique(°K)');ylabel ('altitude pression ');
axis([200 300 -10000 40000]);grid;
figure(3);
plot(TAT,Zp);xlabel ('Temperature totale(°K) ');ylabel ('altitude pression ');
grid;
figure(4);
plot(Ps,Zp);title ('STATIC PRESSURE');xlabel ('pression statique');ylabel ('altitude pression
');
grid;axis([0 1200 -10000 35000]);
figure(5);
plot(Pi,Zp);xlabel ('Pression impact(Pa)');ylabel ('altitude pression (ft)');
axis([0 1200 -10000 35000]);grid;
figure (6);
plot(MACH,TAT);xlabel('NUMBER OF MACH');ylabel('TOTALE AIR TEMPERATURE
(K°)');
grid;
figure (7);
plot (Zp,Vc);xlabel ('Altitude pression (ft)');ylabel('vitesse conventionnelle');
axis([-10000 35000 -10 100]);grid;
figure (8);
plot (Zp,Ev);xlabel('altitude pression');ylabel('vitesse equivalente');
grid;
```





# conclusion

Dans ce projet de fin d'étude , j'ai fais une étude concernant la centrale aérodynamique « air data computer » , et vue l'importance qu'il représente , il à été très bénéfique pour moi , car il ma permis de toucher au domaine aéronautique de manière directe , et à savoir pratiquer la maintenance comme tout technicien quoi que la procédure de tests de maintenance de la DADC est longue , et le temps était réduit , mai j'ai essayer le maximum à les achever avec l'aide et le soin du personnel de l'atelier électronique d'AIR ALGERIE .

Il ma permis également de toucher au logiciel MATLAB , et savoir comment utiliser ses fonctions pour faire un programme de simulation des paramètres entrées-sorties de la DADC en exécutant un plan de vol à deux phases.

Enfin j'espère de tout de tout mon cœur que ce travail sera une aide pour tous ceux qui auront besoin d'informations sur la DADC.

Je souhaite également la réussite aux prochaines sections .

# acronymes

atm : atmosphère  
h pa :hecto Pascal  
ADC : air data computer  
TAS: TRUE AIR SPEED  
CAS:conventional air speed  
Vc : vitesse conventionnelle  
PFD : primary flight display  
ND : navigation display  
FAC : flight air calculator  
AOA: angle of attaque  
PA: pilote automatique  
RAM : random access memory  
ROM: READ ONLY MEMORY  
RVSM: REDUCED VERTICAL SEPARATION MINIMAL.  
FAA : federation aviation authority  
SSEC: static source error correction  
SGV: system vertical gyro  
EFIS :electrical flight instrument system  
VI: vitesse indiquée  
VMO : vitesse maximum opérationnelle  
MMO : MACH maximum opérationnel  
ALT HOLD : maintien de l'altitude  
ALTITUDE FINE ENABLE :validité d'altitude fine  
BOB : en tête  
COARSE :grossier  
CWS : system froid/ chaud  
FAILURE : échec  
FINE : finesse  
FLAG : drapeau  
FWS : system avertisseur de panne  
HOLD : maintien  
MASTER CLOCK GENERATOR : générateur principale de temps.  
Qpot : gain  
ALTM : altimètre  
WIPER ARM :arm  
SDI : identification de la source.  
ATC : AIR TRAFIC CONTROL

# *bibliographie*

➤ **LES DOCUMENTS :**

**instruments de bord.**

Thierry du Puy de Goyne.

Alexis Roumens.

Patrick Lepourry .

Cépaduès – éditions.

Décembre 1996.

**Informations aérodynamiques.**

M. Aullo.

Edition N° 2 .05. 88 .

1985.

**AIR DATA COMPUTER.**

Maison BOEING.

ALG 737 – 2 DC.

P K 631.

Novembre 1982.

**Digital AIR DATA COMPUTER.**

Part N° 4040800.

Volume 1.

SPERRY.

Field training département.

Phoenix-Arizona.

Mars 1982.

➤ **LES SITES :**

[WWW.google.fr](http://WWW.google.fr).

[WWW.enpc.fr](http://WWW.enpc.fr).