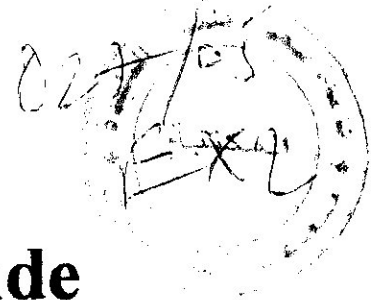


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique  
Université Saad Dahleb de Blida



FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE  
Option : Avionique



## Projet de fin d'étude

En vue de l'obtention du diplôme de D.E.U.A en aéronautique

### THEME

**ETUDE ET REALISATION D'UN  
INDICATEUR DIGITAL DU  
VITESSE T.A.S D'UN AVION**

Réalisé par :  
Mr : EZZEROUG Sid Ali  
Mr : CHIR Abderrahim

Encadré par :  
Mr A. BENOUARED

Promotion 2004-2005

## REMERCIEMENTS

*Nous remercions dieu de nous avoir donné le courage d'aller jusqu'au bout de ce travail.*

*Nous tenons à exprimer nos profondes gratitudees à notre promoteur*

*Mr.BENOUARED pour son aide et ses précieux conseils.*

*Nous remercions vivement tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce travail et surtout Mr.DJELAL.*

## Dédicaces

### *A ma famille*

*Je dédie ce modeste travail à mes parents qui m'ont donné de l'aide et de l'encouragement au delà des paroles et des expressions. Ames très chères sœurs RAHIMA et LEHEM et à mes très chers frères FOUZI, FETHI et AHMED.*

*A mon binôme SID ALI et sa famille qui est la mienne  
que dieu les bénisse tous.*

### *A mes amis*

*A MOUH 3', RIAD, BADRO, AMINE, KRIMO, HAKIM, FARID, TOUFIK, ABDO  
, ELHIBIB, FOUAD, AIDA, KHADIDJA, NEZHA, AICHA, DALILA, NASSIMA,  
MYRIEME,*

*Sans oublier FETHALLAH, OMAR, et HALIM.*

*A tous ceux que je connais mais j'ai oublié de citer.*

**RAHIM**

## Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail à ma très chère mère qui donne sans recevoir et sacrifie sans cesse rien que pour voir mon bonheur et me voir accomplir mes devoirs, et à mon très cher père à qui je pris de tous mon cœur que dieu l'accueille dans son très vaste paradis.*

*A mes aimantes sœurs Karima, Fatima-zohra et à leurs familles.*

*A mes chers frères Djelloul, Abdelkader et à leurs familles.*

*A ma grande famille.*

*A ammi maamer et sa famille.*

*A mes amis :*

*En commençant par mon binôme abderrahim et sa famille qui est la mienne  
A Mohamed, Rjad, Hakim, Krimo, Toufik, Farid, Amine, Sid-ahmed, Réda, Karim, Fouad,  
Zoheir, Othmane, Kader, Adel.*

*Et sans oublier Nadjet, Naima, Myriam, Nassima, Amel.*

*Signer :*

*SID-ALI*

# SOMMAIRE

Introduction .....	1
--------------------	---

## Chapitre I : généralités sur les anémomètres

1.1- Importance de mesure de vitesse.....	2
1.2- Définition de l'anémomètre .....	2
1.3- Principe de fonctionnement .....	2
1.4- Prises des pressions.....	4
1.4-1- Prise de pression totale.....	4
a)- L'antenne totale .....	5
b)- L'antenne classique (tube de Pitot).....	6
1.4-2- Prise de pression statique.....	8
a)- prise statique de secours.....	9
1.5- Lois d'étalonnage des instruments.....	10
a)- Cas des avions qui ne volent ni trop vite ni trop haut.....	11
b)- Cas des vitesses subsoniques.....	12
c)- Cas des vitesses supersoniques.....	13
1.6- Tableau de conversion.....	13
a)- utilisation de lecture anémométrique .....	14
1.7- Présentation et affichage.....	14
1.7-1- Disposition de l'instrument.....	14
1.7-2- Les types d'anémomètre.....	14
a)- Présentations conventionnelles.....	15
b)- Présentations anémomachmètres.....	15
c)- Présentation a écran cathodique PFD.....	16
d)- Présentation anémo-altimètre.....	16
1.7-3- Signification des secteurs colorés du cadran .....	17
1.7-4- indicateur de vitesse maximale.....	18
1.8- La chaîne anémométrique .....	19
1.8-1- L'installation autonome.....	19
1.8-2- L'installation intégrée.....	20
a)- Capteur de pression.....	21
1.9- Les centrales aérodynamiques.....	23
1.9-1- Les paramètres d'entrée.....	23
1.9-2- Les informations de sortie.....	23
1.9-3- Description de l'ADC.....	24
1.10- Les erreurs de l'anémomètre.....	27
1.10-1- L'erreur de densité.....	27
1.10-2- L'erreur instrumentale.....	27
1.10-3- L'erreur de position .....	28

## **Chapitre II : la conversion analogique numérique**

Introduction .....	29
II.1-Définition d'un convertisseur A/N.....	30
II.2- Avantages de la numérisation des signaux.....	31
II.3- Principe de fonctionnement.....	31
▪ Exemple : CAN à 3 bits.....	32
II.4- Les caractéristiques principales d'un CAN.....	33
II.4-1- Fonction de transfert idéale d'un CAN.....	33
II.4-2- Plage de conversion (tension de plein échelle).....	34
II.4-3- Résolution.....	34
II.4-4- Dynamique.....	35
II.4-5- Temps de conversion.....	35
II.4-6- Précision.....	35
II.5- Différents types de conversion A/N.....	36
II.5-1- CAN Parallèle (flash, éclair).....	37
▪ Principe de fonctionnement.....	37
▪ Exemple : CAN flash à 3 bits.....	38
II.5-2- CAN à approximations successives .....	38
▪ Principe de fonctionnement .....	38
▪ Exemple CAN d'approximation successive à 8 bits .....	41
▪ Précision .....	41
▪ Utilisation .....	41
II.5-3- CAN à comptage d'impulsion.....	41
a)- Convertisseur simple rampe.....	42
▪ Principe de fonctionnement.....	42
b)- Convertisseur double rampe.....	43
▪ Principe de fonctionnement.....	43
II.6- Erreurs de conversion .....	45
II.6-1- Erreur de quantification.....	45
II.6-2- Erreur de gain.....	46
II.6-3- Erreur d'offset.....	46
II.6-4- Erreur de linéarité.....	47
II.6-5- Précision du convertisseur .....	48
II.7- Récapitulatif des convertisseurs A/N.....	48

<b>Chapitre III : la réalisation</b>	49
Introduction.....	49
III.1- Sonde à fil chaud .....	51
III.2- Schéma synoptique général .....	52
III.3- Schéma synoptique détaillé .....	53
III.3-1- Circuit de mise en forme .....	53
a)- Le générateur de dents de scie .....	53
b)- L'étage comparateur .....	53
III.3-2- Circuit de commande .....	54
a)- Trigger de Schmith.....	54
b)- Le monostable .....	54
III.3-3- Circuit de conversion .....	54
a)- La base de temps .....	55
b)- Les compteurs .....	55
c)- Les registres .....	55
III.3-4- le décodage et l'affichage .....	56
III.4- Le circuit électrique du montage .....	56
III.4-1- Le générateur de dents de scies .....	58
III.4-2- Le comparateur .....	58
III.4-3- Le limiteur de sortie.....	59
III.4-4- Le générateur d'impulsion .....	59
III.4-5- Le multiplieur logique .....	60
III.4-6- Le monostable .....	61
III.4-7- Les compteurs .....	62
III.4-8- Les registres .....	62
III.4-9- Les décodeurs .....	63
III.4-10- Les pièces d'affichage.....	65
<b>Conclusion</b> .....	
<b>Annexe</b>	
<b>Bibliographie</b>	

# listes des figures

## Chapitre I

Figure.I-1 : schéma de principe général de l'anémomètre.....	3
Figure.I-2 : l'emplacement de sondes dans l'avion A 300-B.....	4
Figure.I-3 : exemple d'une antenne totale d'un avion .....	4
Figure.I-4 : exemple d'antenne Pitot de l'avion B747.....	4
Figure.I-5 : schéma indique le sens de position de l'antenne totale.....	5
Figure.I-6 : coupe schématique d'une antenne totale.....	6
Figure.I-7 : schéma en coupe de l'antenne Pitot.....	6
Figure.I-8 : disposition de l'antenne Pitot.....	7
Figure.I-9 : prise de pression statique.....	8
Figure.I-10 : disposition des prises statiques.....	8
Figure.I-11 : prise statique Badin Crozet type 120.....	9
Figure.I-12 : l'emplacement des prises statiques de l'avion A300-B.....	10
Figure.I-13 : disposition de l'anémomètre dans une planche de bord.....	14
Figure.I-14 : anémomètre à une aiguille.....	15
Figure.I-15 : anémomètre à double indication.....	15
Figure.I-16 : écran PFD de l'avion A 310.....	16
Figure.I-17 : indicateur d'altitude et de vitesse de l'avion B 737.....	16
Figure.I-18 : signification des secteurs colorés de l'indicateur de vitesse.....	17
Figure.I-19 : anémomètre Kollsman à aiguille VMO.....	19
Figure.I-20 : schéma général de l'anémomètre compensé.....	20
Figure.I-21 : schéma synoptique d'un capteur de pression.....	22
Figure.I-22 : la distribution des paramètres aérodynamiques.....	25
Figure.I-23 : schéma synoptique de la centrale aérodynamique digitale.....	26

## Chapitre II

Figure.II-1 : schéma synoptique d'un convertisseur A/N.....	30
Figure.II-2 : Signal analogique est numérisé.....	32
Figure.II-3 : Fonction de transfert d'un CAN 3 bits.....	32
Figure.II-4 : domaine d'acquisition de données.....	36
Figure.II-5 : Schéma de principe d'un CAN parallèle à 3 bits.....	37
Figure.II-6 : Schéma de principe du CAN à approximations successives.....	39
Figure.II-7 : Approximations par dichotomie.....	40
Figure.II-8 : Principe de la dichotomie avec $V_e=830$ mv.....	41
Figure.II-9 : Schéma de principe du Convertisseur simple rampe.....	42
Figure.II-10 : Tension en sortie d'intégrateur et porte.....	43
Figure.II-11 : Schéma de principe du convertisseur double rampe.....	43
Figure.II-12 : Tension en sortie d'intégrateur.....	44
Figure.II-13 : Erreur de quantification d'un CAN.....	45
Figure.II-14 : Erreur de gain.....	46
Figure.II-15 : Erreur de décalage (offset).....	47
Figure.II-16 : Erreur de linéarité.....	47



### **Chapitre III**

Figure.III-1 : Sonde à fil chaud.....	50
Figure.III-2 : le schéma synoptique général.....	51
Figure.III-3 : Le schéma synoptique détaillé.....	52
Figure.III-4 : schéma synoptique du circuit de mise en forme.....	53
Figure.III-5 : La sortie du trigger de Schmith.....	54
Figure.III-6 : Le diagramme des signaux.....	56
Figure.III-7 :Circuit de générateur de dents de scies .....	57
Figure.III-8 : courbe de sortie de générateur de dents de scies.....	57
Figure.III-9 :L'additionneur.....	58
Figure.III-10 : Le comparateur.....	58
Figure.III-11 : Le limiteur de sortie.....	59
Figure.III-12: Le générateur des impulsions.....	59
Figure.III-13 : Le multiplieur logique.....	60
Figure.III-14 : Le monostable N°1.....	60
Figure.III-15 : Le monostable N°2.....	61
Figure.III-16 :Montage du comparateur.....	62
Figure.III-17 :Montage du registre.....	62
Figure.III-18: Montage du décodeur.....	63
Figure.III-19 : Afficheur 7 segments.....	64

#### **La liste des tableaux :**

Tableau.I-1 : unités de vitesse.....	13
Tableau.I-2 : VMO et MMO pour différents avions.....	18
Tableau.II-1 : codage entrée/sortie de CAN parallèle à 3 bits.....	38
Tableau.III-1 : la tension en fonction de la vitesse.....	50
Tableau.III-2 : tableau logique de décodeur.....	63
Tableau.III-3 :tableau logique de l'afficheur 7 segments.....	64

# Abréviation

Abréviation	Signification
IAS	Indicated air speed
TAS	True air speed
$V_p$	Vitesse propre
$V_v$	Vitesse vraie
$P_s$	Pression statique
$P_t$	Pression total
$\Delta P$	Différence de pressions
$\rho$	Masse volumique de l'air à l'altitude Z
$\rho_0$	Masse volumique de l'air à l'altitude Z=0
$E_v$	Equivalent de vitesse
EAS	Equivalent air speed
$V_e$	Vitesse vent
CAS	Calibrated air speed
$Z_p$	Altitude pression
$V_c$	Vitesse conventionnelle
$P_d$	Pression dynamique
a	Vitesse de son
M	Nombre de Mach
Kt	Nœud
mph	Mile Per Hour
Km/h	Kilomètre par heure
m/h	Mètre par heure
$V_I$	Vitesse indiquée
PFD	Primary Flight Display
VNO	Vitesse Normale Opérationnelle
CAS	Corrected air speed
VNE	Vitesse à ne jamais dépassée
VMO	Vitesse Maximale en Opérations
MMO	Maximum Mach Operating
VE	Vitesse Equivalente
$V_s$	Vitesse par rapport au Sol
$V_a$	Vitesse Aérodynamique
$T_s$	Température Statique
B	Champ de l'aimant
I	Courant de Rappel
S	La Section
Rm	Résistance de mesure
U	Tension mesurée
ADC	Air Data Computer

# INTRODUCTION

## INTRODUCTION :

L'aéronautique exige des connaissances théoriques regroupant un nombre considérable de matières scientifiques à savoir, la mécanique du vol, la thermodynamique, l'aérodynamique, la résistance des matériaux, la métallurgie, l'avionique,...

Cette dernière est basée essentiellement sur l'utilisation des principes d'électronique dans des divers instruments de commande, de communication, de navigation et de contrôle de l'avion pendant son vol.

Ces instruments ont pour but de donner le maximum d'information nécessaires à la navigation, afin de faciliter la tâche au pilote et d'augmenter la sécurité du transport. Cependant, de nos jours, la nécessité de disposer d'appareils fiables et précis devient de plus en plus accrue, à cause de l'augmentation du trafic aérien et de l'encombrement des couloirs.

Par mis ces instruments de bord on cite l'anémomètre (indicateur de vitesse de l'avion) qui va être l'objet de notre mémoire qui a pour thème : étude et réalisation d'un indicateur digital de vitesse d'un avion.

Cette étude a été faite selon le plan de travail suivant : en premier lieu on va donner des généralités sur les anémomètres, Le deuxième chapitre sera consacré au mécanisme de la conversion analogique numérique, qui est une étape primordiale dans notre réalisation. Quand au troisième chapitre on va donner le fonctionnement et la réalisation de l'indicateur numérique.

Enfin, on terminera par une conclusion générale proposant des améliorations à notre montage.

# CHAPITRE 1

### **1-1-Importance de mesure de vitesse :**

La cellule d'un avion a des caractéristiques limites d'utilisation, aérodynamiques et mécaniques, il ne faut en aucun cas dépasser ses limites sous peines d'endommager gravement l'appareil pouvant aller jusqu'à la destruction de l'avion. Ces limites aérodynamiques sont liées à la vitesse, cette dernière peut être lue directement sur l'indicateur de vitesse IAS (indicated air speed), cette vitesse indiquée sera corrigé pour connaître la vitesse propre de l'avion TAS (true air speed) appelée aussi  $V_p$ , c'est pour cela qu'on a installé des anémomètres au niveau du cockpit.

### **1-2-Définition de l'anémomètre :**

L'anémomètre est un instrument aérodynamique destiné à mesurer la vitesse de l'avion par rapport à l'air appelée aussi vitesse-air ou vitesse aérodynamique ou vitesse vraie  $V_v$  ou TAS (true air speed).

En France, l'anémomètre est communément appelé « badin » de par le nom de son inventeur.

### **1-3-Principe de fonctionnement :**

Le principe de l'anémomètre consiste à mesurer la différence entre deux pressions captées au moyen d'un tube de Pitot ou antenne anémométrique. En air calme un avion immobile au sol est soumis à la pression atmosphérique normale qui agit de façon égale sur toutes ses parties cette pression ambiante est appelée pression statique ( $P_s$ ). lorsque l'avion est en vol il reste soumis à la pression statique régnant qui dépend à son altitude de vol mais il est également soumis à une autre pression qui agit sur les bords d'attaques et qui est causée par la résistance que l'air oppose à son déplacement cette pression est connue sous le nom de pression dynamique et sa valeur dépend de la vitesse du déplacement de l'avion dans l'air ainsi que de la densité de l'air.

### I-4-Prisses des pressions :

Les prises de pressions totales et statiques ont été réalisées sous différentes formes, à réchauffage et décantation. Bien que des avions modernes sont équipés d'une prise totale séparée de la prise statique constituée par des orifices aménagés dans le fuselage (figure.I-2).

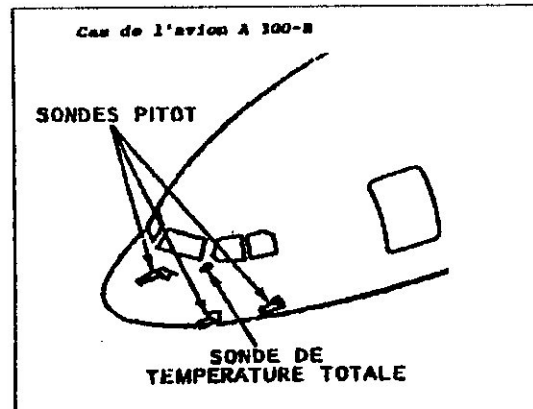


Figure.I-2 : l'emplacement de sondes dans l'avion A 300-B

#### I-4-1-prise de pression totale :

Pour capter la pression totale ( $P_t$ ) on utilise :

- \*soit une antenne totale (figure.I-3)
- \*soit une antenne anémométrique classique (tube de Pitot) (figure.I-4)

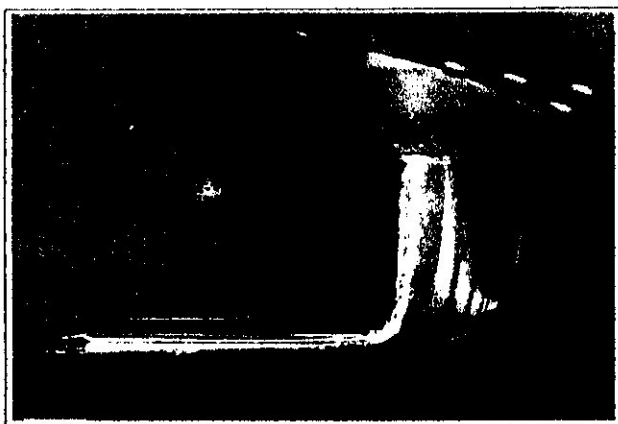


Figure.I-3 : exemple d'une antenne totale d'un avion

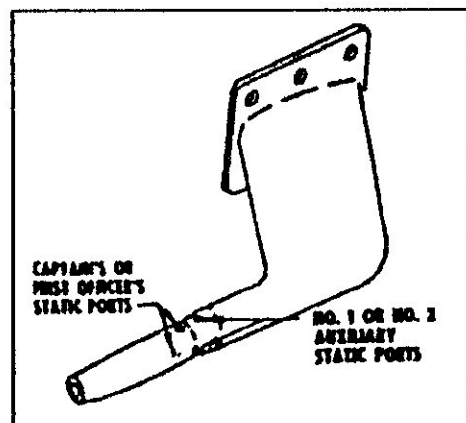


Figure.I-4 : exemple d'antenne Pitot de l'avion B747

Les bords d'attaque sont soumis en même temps à la pression statique et la pression dynamique dont la somme s'appelle pression totale ou pression Pitot ( $P_t$ ).

les deux pressions doivent être détectées par des dispositifs installés à l'extérieur de l'avion. (figure.I-1)

Cette figure propose divers blocs importants qui sont :

- (1) : boîtier étanche dans lequel règne la pression statique  $P_s$  acheminée par une canalisation depuis les prises statiques.
- (2) : capsule anémométrique disposée dans (1), soumise intérieurement à la pression totale  $P_t$  acheminée depuis la prise totale (Pitot) par une canalisation et extérieurement à  $P_s$ , donc sensible à  $q = P_t - P_s$ .
- (3) : dispositif mécanique ou servomécanisme de position amplifiant et retransmettant à (4) l'information de déformation élastique de (2) (flèche).
- (4) : aiguille indicatrice actionnée par (3).

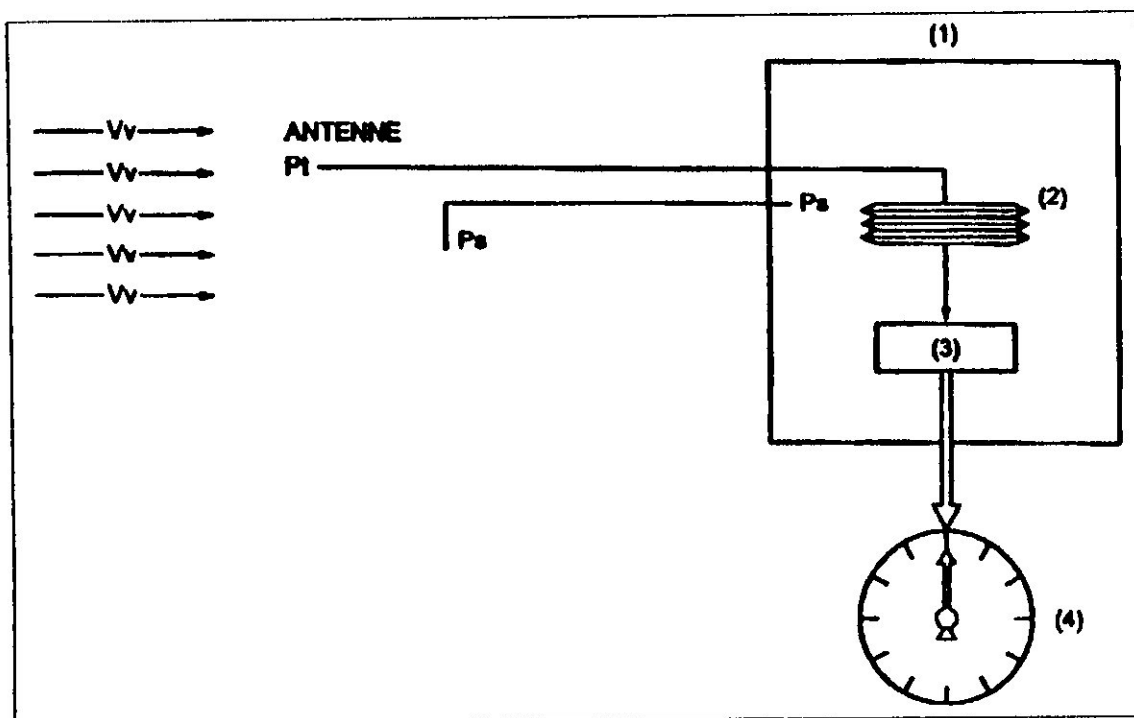


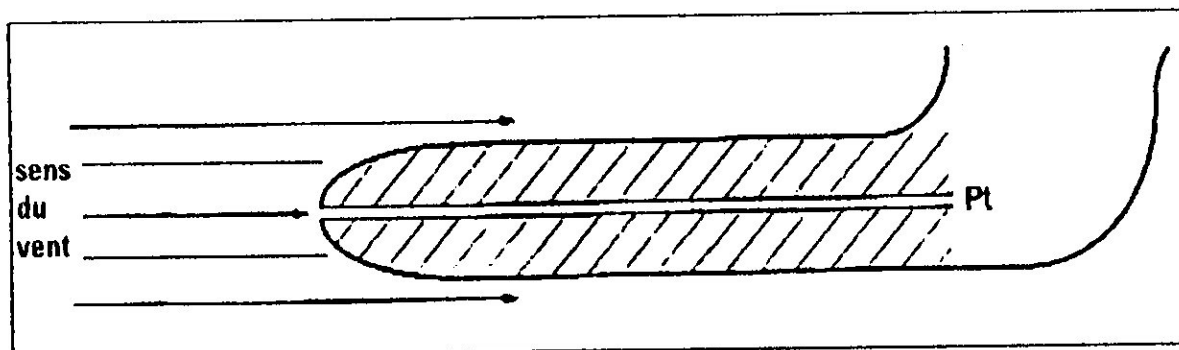
Figure.I-1 : schéma de principe général de l'anémomètre



**a)-L'antenne totale :**

C'est un tube ouvert à son extrémité, dirigé dans le sens du vent relatif et parallèle à l'axe longitudinal de l'avion sert à détecter la pression totale.

(figure.1-5)



**Figure.1-5 : schéma indique le sens de position de l'antenne totale**

Ce dispositif fait partie d'une sonde anémométrique, l'autre extrémité du tube débouche sur des capsules anémométriques situées dans l'anémomètre et le machmètre. L'air en déplacement est donc capté dans le tube, ce qui crée une pression dynamique, En la combinant à la pression statique déjà présente dans le tube, donne la pression totale. L'antenne totale comporte généralement une résistance de réchauffage. (figure.1-6)

La plupart des antennes sont réalisées de manière que la pluie ne pénètre pas facilement dans les canalisations, pour assurer une bonne protection, mais une fois réalisées les protections contre les entrées d'eau et contre le givrage. Le problème le plus délicat qui reste à résoudre est le choix de la position de l'antenne.

En subsonique le problème de l'emplacement de l'antenne totale est simple puisqu'il n'y a pas lieu de concilier les intérêts de la prise de la pression totale et de la pression statique.

On s'efforcera donc de placer l'antenne à un endroit où l'incidence locale varie peu, par exemple, sous l'intrados de l'aile (figure.1-8),

au-dessous ou au-dessus du fuselage, en évitant les sillages des moteurs, les zones de décollement (train sorti par exemple).

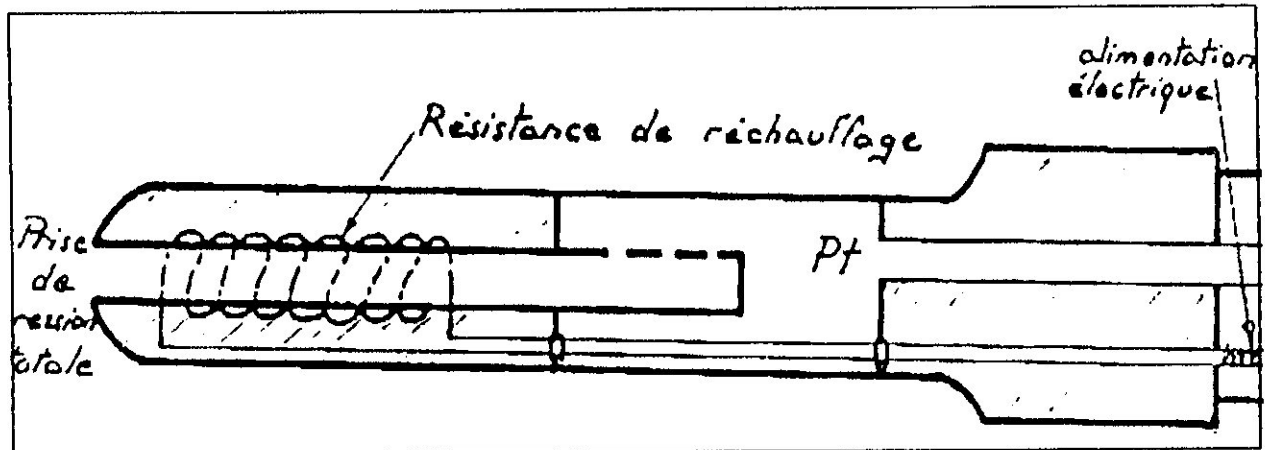


Figure.I-6 : coupe schématique d'une antenne totale

**b)-antenne classique (tube de Pitot) :**

Il existe plusieurs types d'antenne, la plus représentative est l'antenne KOLISMAN (figure.I-7)

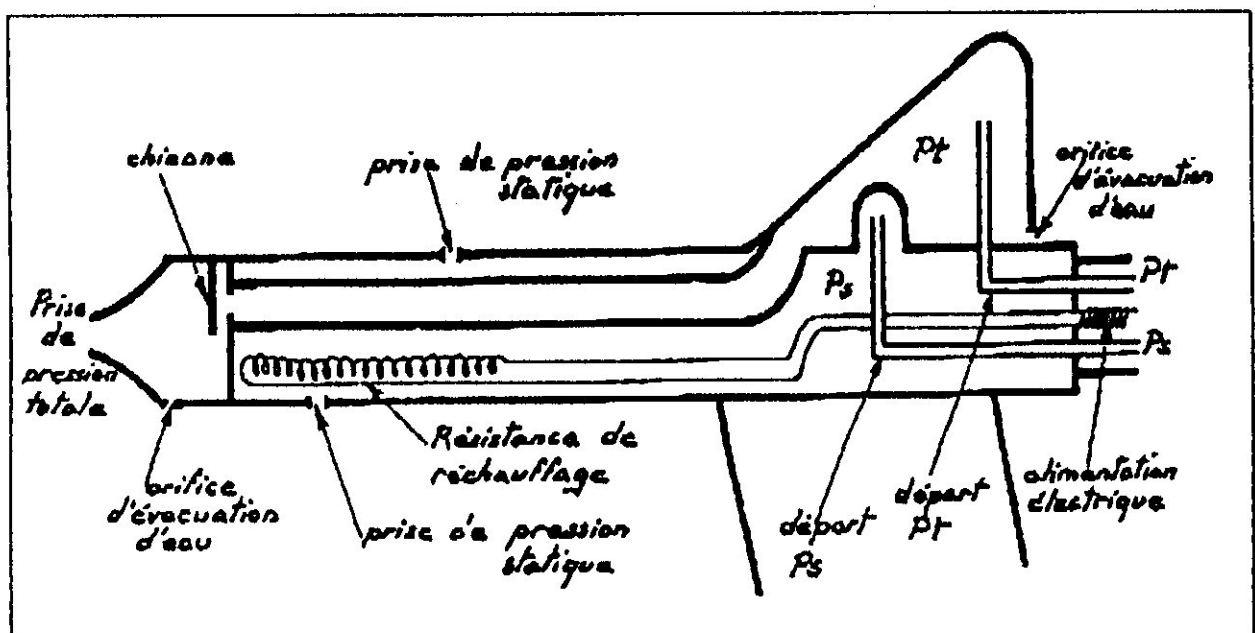


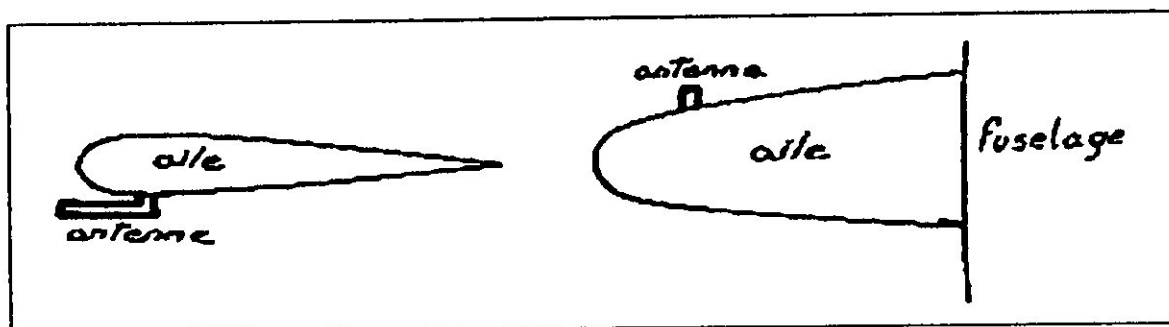
Figure.I-7 : schéma en coupe de l'antenne Pitot

Cette antenne comporte deux prises de pressions statiques et une prise de pression totale.

Le tube de pression statique entoure alors le tube de Pitot (de pression totale), et des conduites de pression différentes amènent les pressions aux instruments.

L'orifice de pression totale est particulièrement sensible au givrage, qui peut l'obturer complètement, ce qui rend l'anémomètre inutilisable et la poursuite au vol est très dangereux, ainsi l'antenne est pourvue d'une résistance électrique de réchauffage selon deux modes : (fort en vol-faible au sol) et des orifices d'évacuation d'eau pour éviter toute accumulation d'eau dans l'antenne.

En subsonique, on dispose en général l'antenne parallèlement à l'axe de roulis de l'avion (l'axe longitudinal du tube de Pitot est parallèle à la vitesse vraie  $V_v$ ) en avant du bord d'attaque de l'extrémité de l'aile (figure.1-8).



**Figure.1-8 : disposition de l'antenne Pitot**

En pratique, on observe cependant que la pression dynamique mesurée, diffère de peu de la pression dynamique réelle lorsque les variations d'incidence ne dépassent pas

( $\pm 12^\circ$ )(Exemple ; un dérapage éventuel).

Alors, l'axe de l'antenne étant orienté suit la bissectrice des incidences maximales de l'avion.

#### **Inconvénients de mesure :**

- grande longueur des canalisations jusqu'au boîtier (retards d'établissement de pression statique  $P_s$ )

- risque de gel dans les canalisations lorsqu'il y a condensation. Pour les avions supersoniques, l'application de la loi de RAY LEIGH impose pratiquement le montage de l'antenne sur une perche de nez (exemple:Mirage3).

#### 1-4-2-prise de pression statique :

C'est un tube dont l'extrémité avant est fermée, mais qui comporte des trous ou des fentes sur les côtes (figure.I-9), ses fentes ne sont pas face à l'écoulement de l'air et elles ne détectent donc que la pression statique (figure.I-10).

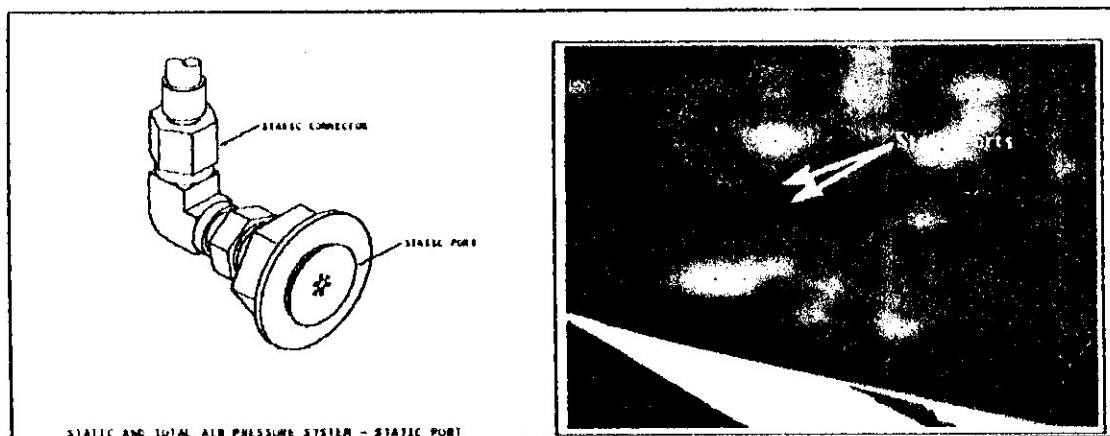


Figure.I-9 : prise de pression statique

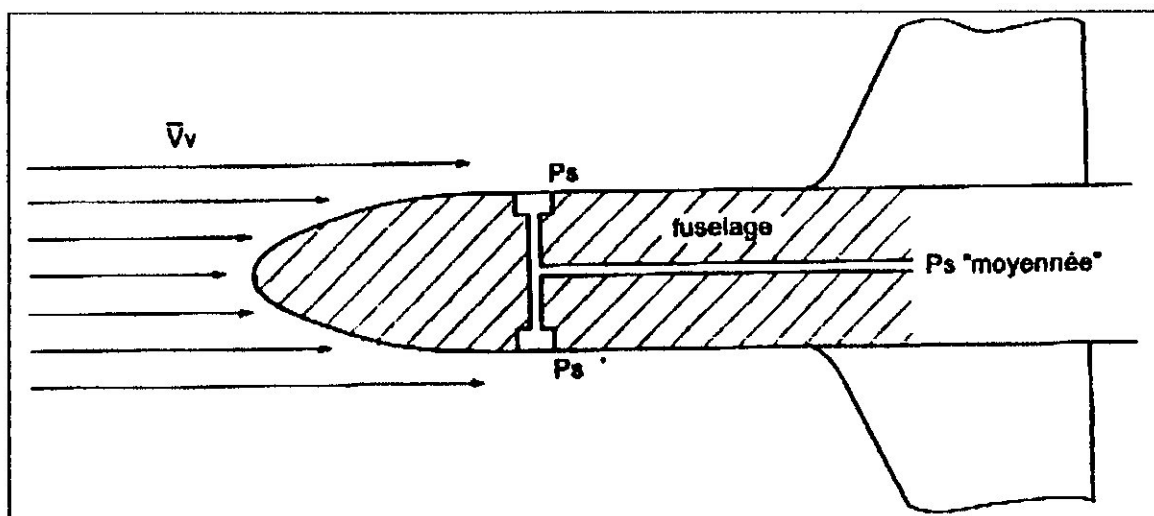


Figure.I-10 : disposition des prises statiques

Cette pression est envoyée dans les conduites statiques des instruments anémométriques ; une prise de pression statique de fuselage est réalisée sous forme de plaque circulaire de 30 à 60 mm de diamètre encastré dans le revêtement du fuselage, et percée dans la zone centrale d'orifices de diamètre de 0.5 à 2 mm (figure.I-11).

Il existe en générale sur les flancs d'un fuselage deux zones favorables, l'une vers l'avant, l'autre entre le bord de fuite de l'aile et l'empennage, pour lesquelles  $\Delta P_s$  varie peu avec l'incidence. Les prises de la pression statique sont donc disposées au voisinage de ces zones.

Remarques :

- au sens strict de l'aérodynamique, un tube de Pitot regroupe les prises de  $P_t$  et  $P_s$ .
- les prises statiques sont disposées sur la partie arrière du fuselage pour certains avions légers.

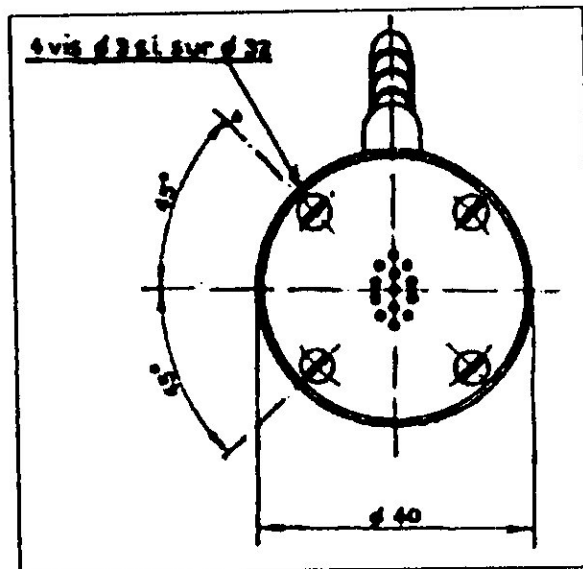


Figure.I-11 : prise statique Badin Crozet type 120

a)-Prise statique de secours :

En général les avions de transport actuels dotés d'instruments asservis,

cette prise est dédoublée et alimente les instruments de secours classiques.

(figure.I-12)

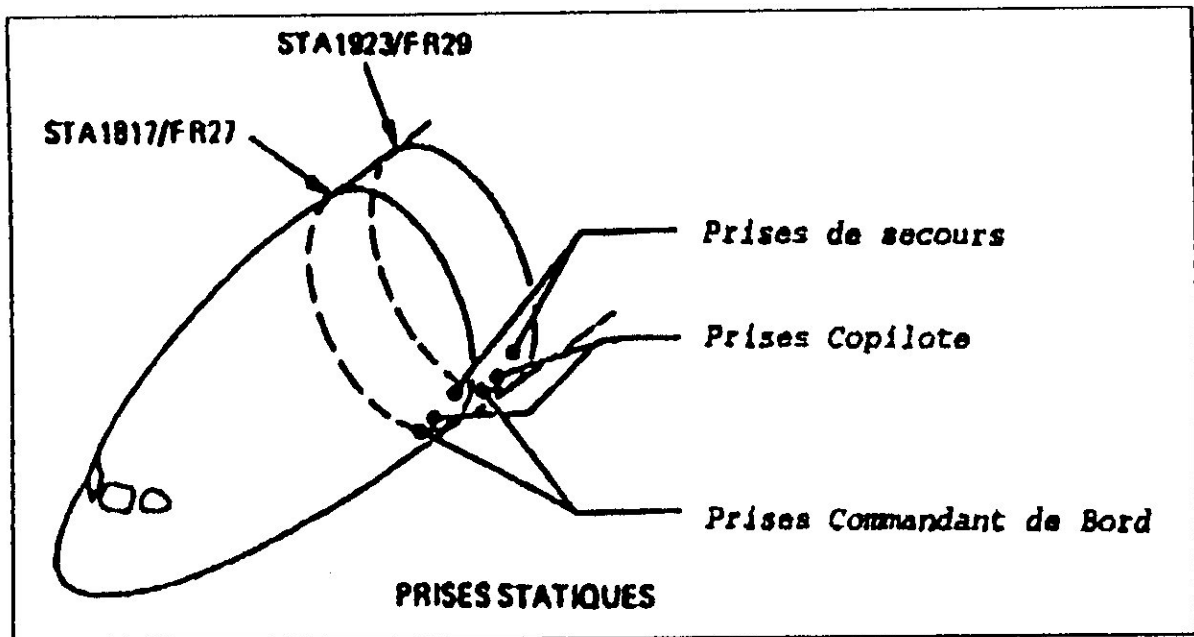


Figure.I-12 : l'emplacement des prises statiques de l'avion A300-B

### 1-5-Lois d'étalonnage des instruments :

La relation de BERNOULLI pour être exploitable fait intervenir une hypothèse d'invariance de la masse volumique ( $\rho = \rho_0 = \text{constante}$ ).

Lorsque les vitesses des aéronefs ont commencé à être de plus en plus élevées, les aérodynamiciens ont constaté que cette hypothèse ne pouvait plus être conservée.

En pratique, la masse volumique varie très peu aux faibles vitesses.

Les avions actuels évoluant à des vitesses largement supérieures, il faut donc tenir compte de ce phénomène appelé «compressibilité» de l'air. En toute rigueur, il faut considérer que la compressibilité commence dès qu'il y a mouvement même si les effets ne sont sensibles qu'à des vitesses  $> 150$  kt.

L'application du principe de conservation de l'énergie à un fluide parfait dans un écoulement isentropique (adiabatique réversible) conduit à deux relations qui prennent en compte les effets de compressibilité :

- relation Saint-Venant : écoulement subsonique.
- relation de Lord Rayleigh : écoulement supersonique.

Le manomètre différentiel qui mesure la différence  $P_t - P_s$ , fournit un résultat qui est une pression dite « Dynamique ».

Pour avoir une vitesse il faut que le cadran soit gradué en unités de vitesse (km/h, m/s ou kt). On doit donc établir une relation permettant le passage d'une grandeur à l'autre pour tous les anémomètres.

Une convention international a fixé la loi d'étalonnage des anémomètres selon un étalonnage réalisé au niveau de la mer et en atmosphère standard de telle sorte que leur indication soit la vitesse air ou vitesse aérodynamique ou vitesse vraie dans ces conditions.

Le manomètre différentiel ainsi gradué fournit une vitesse conventionnelle  $V_c$  ou CAS (calibrated air speed). Cette vitesse conventionnelle est donc l'indication d'un anémomètre idéal (c'est-à-dire sans erreur instrumentale) équipant une installation anémométrique parfaite (sans erreur de statique) gradué de telle sorte qu'en atmosphère standard à l'altitude  $Z_p = 0$  son indication est égale à la vitesse aérodynamique  $V_v$ .

Dans le cas général, de part le fait que les conditions ne sont pas standard, ou que l'avion évolue à  $Z_p \neq 0$ , la vitesse lue sur l'anémomètre n'est pas la vitesse aérodynamique mais la vitesse  $V_c$ .

**a) –cas des avions qui ne volent ni trop vite, ni trop haut :**

la théorème de BERNOULLI permet d'écrire :

$$\text{La pression dynamique } P_d = P_t - P_s = \frac{1}{2} \rho (V_v)^2 \dots\dots\dots (1)$$

Avec  $\rho$  : la masse volumique de l'air à l'altitude  $Z$ .

Dans ce cas on fixe la valeur  $\rho$  égale à  $\rho_0$ , d'où on aura :

$$P_t - P_s = \frac{1}{2} \rho_0 (E_v)^2 \dots\dots\dots (2)$$

avec :

$\rho_0$  = la masse volumique de l'air à  $Z = 0$  en atmosphère type .

$E_V$  = est la vitesse lue ( $E_V$ ) (équivalent de vitesse) ou EAS (Equivalent Air Speed)

$$E_V = EAS = (V_V) \sqrt{\rho / \rho_0} = K \cdot V_C \dots \dots \dots (3)$$

$V_C$  : (vitesse conventionnelle) = CAS (Corrected Air Speed ) est la vitesse corrigée. On utilise la loi de BERNOULLI pour les avions légers ou lents.

**b)-cas des vitesses subsoniques :**

Dans ce cas, les anémomètres sont gradués, suivant la loi de Saint-Venant. Rappelons que cette loi permet d'établir une relation entre les pressions statiques et totales et le nombre de Mach :

$$P_t = P_s \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots \dots \dots (4)$$

avec  $\gamma = 1,4$

Soit 
$$P_t = P_s (1 + 0,2M^2)^{3,5} \dots \dots \dots (5)$$

On peut donc établir la relation qui définit  $V_c$  ou CAS.

$$P_t - P_s = P_s \left[ (1 + 0,2M^2)^{3,5} - 1 \right] \dots \dots \dots (6)$$

soit en posant  $M = \frac{v}{a}$  avec  $a$  : vitesse de son

$$P_t - P_s = P_s \left[ \left( 1 + 0,2 \frac{v^2}{a^2} \right)^{3,5} - 1 \right] \dots \dots \dots (7)$$

Si on fixe les conditions d'étalonnage à  $Z_p = 0$  :  $P_s = P_{s_0} = 101\,325$  Pa  
 et  $a = a_0 = 661,5$  kt (en atmosphère standards), la loi d'étalonnage s'écrit :  
 (pour  $V = V_c$ )

$$P_t - P_s = 101325 \left[ \left( 1 + 0,2 \frac{V_c^2}{661,5^2} \right)^{3,5} - 1 \right] \dots \dots \dots (8)$$



Soit sous sa forme réciproque :

$$V_c^2 = 661,5^2 \times 5 \left[ \left( 1 + \frac{P_t - P_s}{101325} \right)^{0,286} - 1 \right] \dots\dots\dots (9)$$

On voit donc que  $V_c$  n'est qu'une différence de pression telle que :

$$V_c = f(P_t - P_s) = f(\Delta P)$$

**c)-cas des vitesses supersoniques :**

On utilise la vitesse  $V_c$  ou CAS avec des anémomètres gradués suivant la loi de Lord Rayleigh à cause de la présence d'une onde de choc droite en amont des prises de pression. dans ce cas, la relation  $V_c = f(P_t - P_s)$  est une fonction complexe.

**I-6-tableau de conversion :**

Les vitesses  $V_i$ ,  $V_c$  et  $V_v$  s'expriment ; voir tableau ci-dessous

Unités de mesure de vitesse	Unités exprimées en m/h	utilisations
Nœud (kt)	1kt = 1 852 m/h	Graduation officielle internationale pour les avions commerciaux
Mile Per Hour (mph)	1mph = 1 609 m/h	sur les avions légers de construction britannique ou américaine
Kilomètre à l'heure	1km/h = 1000 m/h	sur les avions légers construits dans les pays à système métrique

**Tableau.I-1 : unités de vitesse**

### a)-Utilisation de lecture anémométrique :

- utilisation pour le pilotage au décollage et atterrissage

On utilise la lecture anémométrique pour ces phases délicates comme paramètre fondamental de contrôle du vol puisque la vitesse  $V_I$ , légère dégradation de  $V_c$ , représente  $\Delta P$  et par conséquent la portance de l'avion.

- pour une valeur de  $V_I$  fixée, pour un vent effectif  $V_e$  debout, risque de décrochage si  $V_e \searrow 0$  rapidement (effet de gradient de vent).

### 1-7-Présentation et affichage :

#### 1-7-1-Disposition de l'instrument :

Les instruments seront généralement disposés suivant la configuration dite « T BASIQUE » ; sur les avions de nouvelle génération dits « glass cockpit » on retrouve cette disposition au niveau de l'écran dit pilotage (figure.I-13).

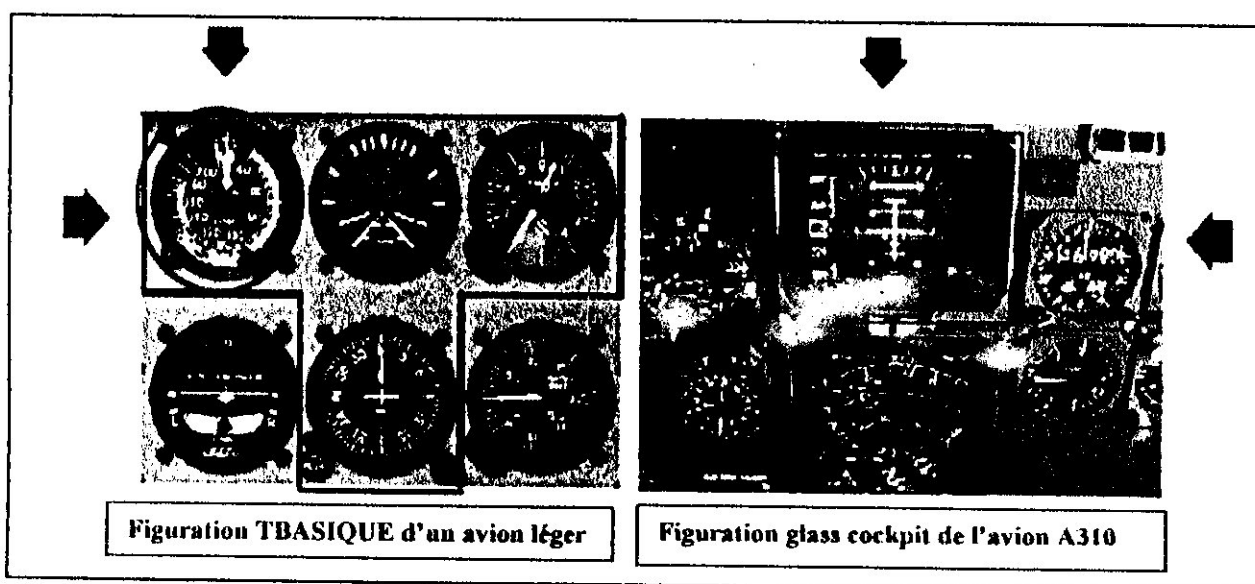


Figure.I-13 : disposition de l'anémomètre dans une planche de bord

#### 1-7-2-Les types d'anémomètres:

Les figurations adoptées pour les avions de transport subsoniques sont généralement du type « anémomachmètre » utilisé tant pour des instruments conventionnels que pour les instruments asservis à une centrale aérodynamique.

**a)-Présentations conventionnelles :**

Exemple : anémomètre à une aiguille (Badin-Crouzet) (figure.I-14)

-échelle extérieure graduée en km/h : de 50 à 300 km/h

-échelle intérieure graduée en nœud (kt) : de 30 à 170 kt

une seule aiguille indique donc simultanément la vitesse IAS en nœud et en km/h.

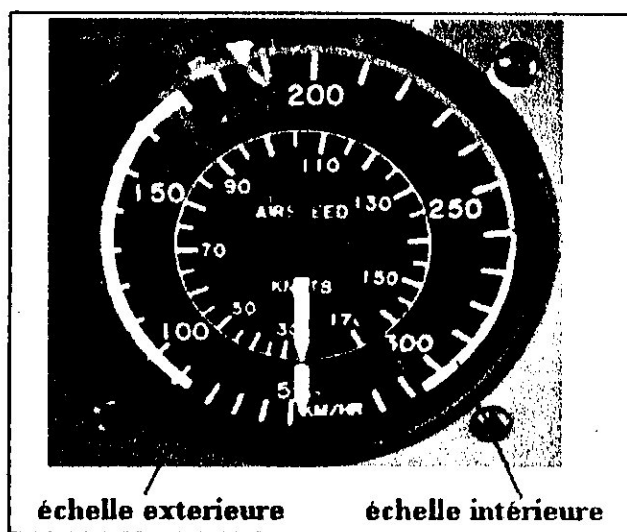


Figure.I-14 : anémomètre à une aiguille

**b)- Présentations anémomachmètres :**

C'est un instrument combiné fournissant simultanément la vitesse indiquée IAS et le nombre de Mach M.

Exemple : anémomètre à deux aiguilles (Kollsman) (figure.I-15)

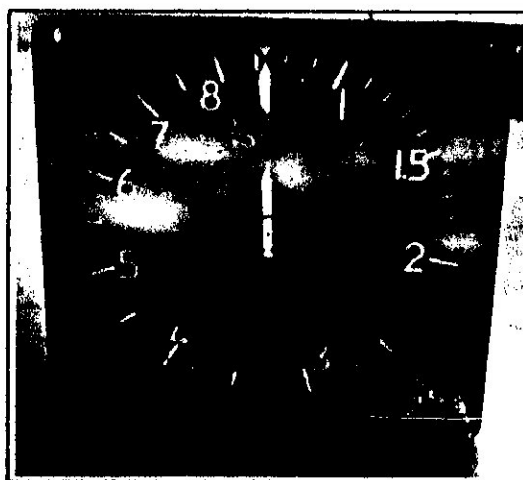


Figure.I-15 : anémomètre à double indication

### c)- Présentations à écran cathodique EFIS :

Exemple : écran PFD (primary flight display) de l'avion A310 (figure.I-16)

- (1) : indice de vitesse CAS
- (2) : Echelle des vitesses
- (3) : nombre de Mach

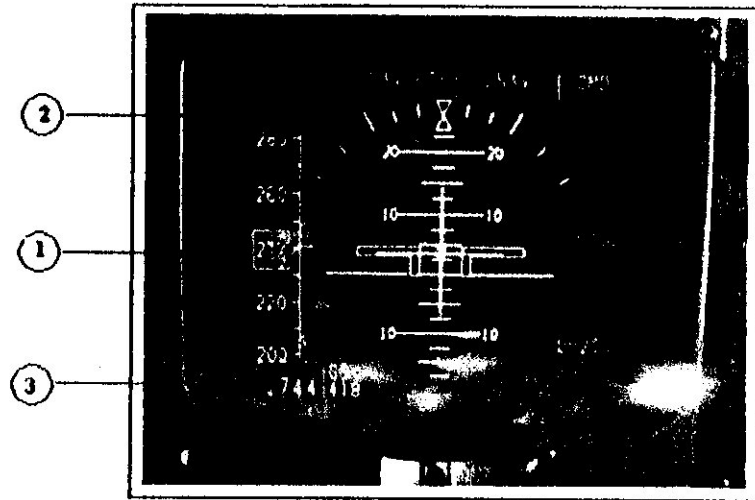


Figure.I-16 : écran PFD de l'avion A 310

### d)-Présentations anémo-altimètres :

C'est un indicateur de secours qui nous donne l'altitude de l'avion et la vitesse anémométrique.

Exemple : indicateur de vitesse et d'altitude équipant l'avion B 737 (figure.I-17)

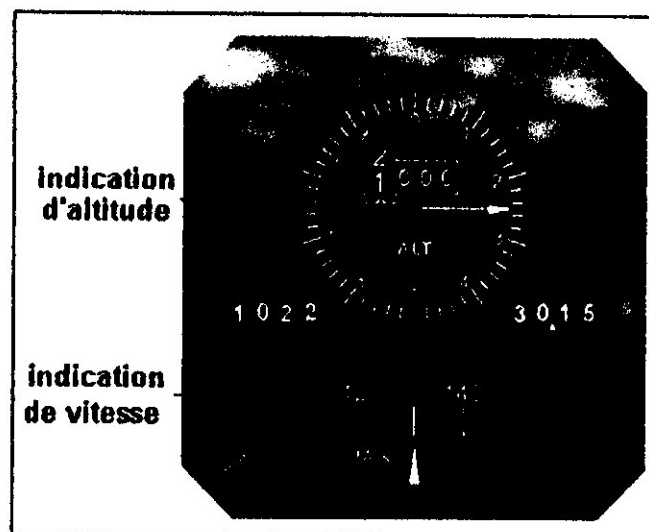


Figure.I-17 : indicateur d'altitude et de vitesse de l'avion B 737

### 1-7-3-Signification des secteurs colorés du cadran : (figure.I-18)

- (1) secteur vert : vitesses normales d'utilisation (depuis la vitesse de décrochage « en lisse » jusqu'à la vitesse maximale VNO (Normal Operating Speed)).
  - (2) secteur blanc : vitesses d'utilisation particulières (depuis la vitesse de décrochage « plein volets » jusqu'à la vitesse maximale « plein volets »).
  - (3) secteur jaune : vitesses exceptionnelles (comprises entre VNO et VNE (Never Exceed Speed)).
  - (4) repère rouge : vitesse à ne jamais dépasser VNE.
- trait bleu : vitesse optimale de montée monomoteur (pour les bimoteurs).

#### Remarque :

Seuls les cadrans d'instruments pour avions légers et relativement lents comportent des secteurs colorés.

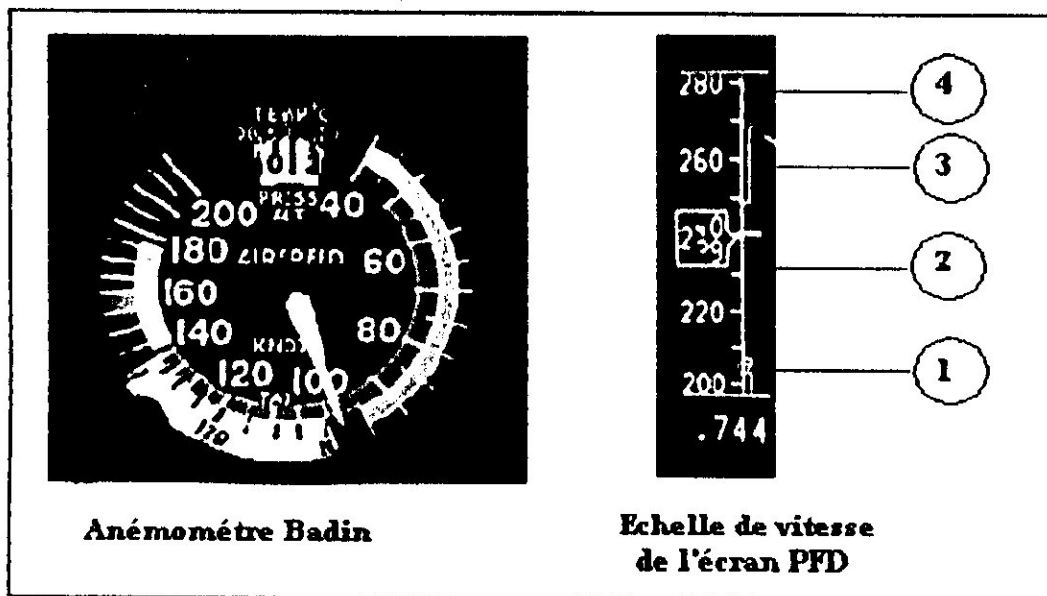


Figure.I-18 : signification des secteurs colorés de l'indicateur de vitesse

**I-7-4-Indicateur de vitesse maximale :**

Aiguille supplémentaire de l'anémomètre ou de l'anémomachmètre et bariolée rouge et blanc pour indiquer la limitation VMO (Vitesse Maximale en Opérations) (figure.1-19).

Exprimée par une vitesse  $V_c$  ou CAS, elle résulte d'une limitation croisière certifiée à caractère structural (éventuellement en fonction de la masse d'avion).

La limitation VMO est une vitesse  $V_c$  ou CAS définie en fait à partir d'une vitesse VE ou EAS, pour être indépendante de l'altitude  $Z_p$ , c'est-à-dire l'écart  $VMO - VE \nearrow$  si  $Z_p \nearrow$  que certains avionneurs abandonnent en mentionnant une VMO indépendante de  $Z_p$ .

L'aiguille VMO se déplace vis-à-vis de la graduation du cadran en étant mue par la déformation d'une capsule altimétrique de telle sorte qu'au moyen d'une timonerie et généralement d'une came, la loi  $VMO = f(Z_p)$  définie par l'avionneur soit respectée.

AVION	B727	B747-200	A300-B2	A310	A320
VMO	350 à 375 kt	375 à 390 kt	345 kt	355 kt	350 kt
MMO (Maximum Mach Operating)	0,9	0,92	0,82	0,83	0,82

**Tableau.1-2 : VMO et MMO pour différents avions**

Remarques :

- Une alarme sonore se manifeste dès que  $V_c = VMO$  ou  $M = MMO$ .
- La loi de déplacement de l'aiguille VMO est élaborée par une centrale aérodynamique pour les avions de transport subsoniques.

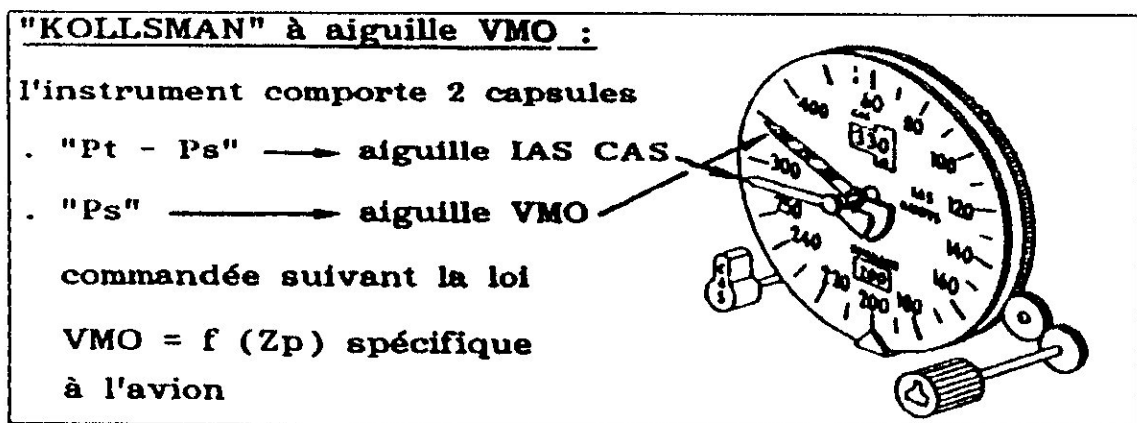


Figure.I-19 : anémomètre Kollsman à aiguille VMO

### I-8-La chaîne anémométrique :

La chaîne anémométrique fournit en pratique (puisqu'elle ne peut être parfaite) une indication  $V_I$  (Vitesse Indiquée) ou IAS (Indicated Air Speed).

L'organisation de cette chaîne anémométrique peut être :

#### I-8-1-L'installation autonome :

Cette installation conduit la différence de pression  $\Delta P$  captée par l'antenne Pitot jusqu'au anémomètre. La relation  $(V_C, \Delta P)$  est alors traduite par un dispositif purement mécanique et l'indication  $V_I$  doit être corrigée pour aboutir à la valeur  $V_C$  l'anémomètre ne fournit directement au pilote, la vitesse vraie  $V_v$  de l'avion ou TAS, utile pour la navigation (connaître la position de l'avion par rapport à des références terrestres à partir de la connaissance de la vitesse de l'avion par rapport au sol  $V_s$ ) et les conditions particulières :

- \* Aucune erreur de lecture
- \* Instrument et installation anémométrique parfaite
- \* Atmosphère standard
- \* Vol au niveau de la mer

Pour résoudre ce problème on utilise un instrument appelé **anémomètre compensé** tel que :

La vitesse lue sur le cadran = vitesse vraie = vitesse propre, si un vol en palier ou à pente faible.

Il s'agit d'un anémomètre qui comporte en plus d'une capsule anémométrique (A), une capsule barométrique (B) sensible à  $P_s$ , donc à  $Z$ , et dont la déformation vient modifier l'orientation d'un des leviers de la timonerie reliant (A) à l'aiguille indicatrice (figure.I-20).

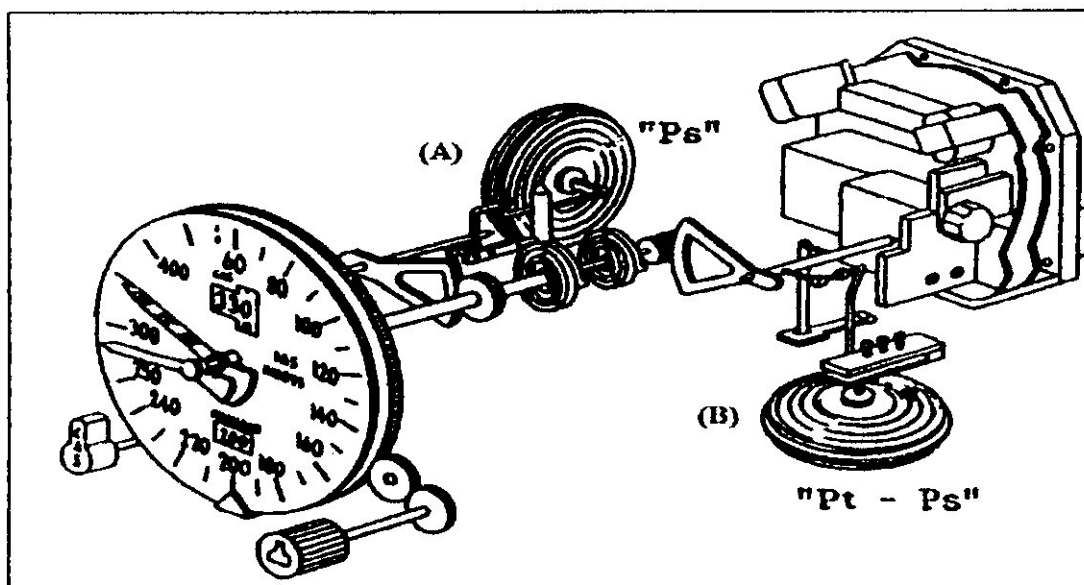


Figure.I-20 : schéma général de l'anémomètre compensé

#### 1-8-2-L'installation intégrée :

C'est un ensemble de mesures des différentes paramètres  $M$ ,  $Z$ ,  $V_a$ , ... la différence  $\Delta P$  est alors transmise sous forme électrique vers un élément de calcul qui appartient à la centrale aérodynamique.

On peut imaginer qu'il s'agit d'une solution plus performante, en effet :

- La traduction de  $\Delta P$  en signal électrique  $S$  permet un traitement de cet information avec une grande souplesse (correction, répétition,...).
- La précision de l'élément de calcul est bien meilleure que celle d'un dispositif mécanique.



**a- capteur de pression :**

Les capteurs sont du type asservi à l'équilibre de forces. Le schéma de principe est indiqué par la (figure.I-21).

La force développée par pression  $P = P_d = P_1 - P_s$  à mesurer s'exerce sur un soufflet de section  $S$  (10). Elle est équilibrée par la force d'origine électromagnétique créée par un courant continu  $I$  dans une bobine (9) placée dans le champ  $B$  d'un aimant permanent (10).

Un capteur de position détecte les écarts du fléau (5) par rapport à la position d'équilibre qui correspond à celle où la capsule (8) est à sa longueur naturelle. Le signal d'erreur du capteur de position commande le courant dans la bobine de rappel par l'intermédiaire de la chaîne d'asservissement.

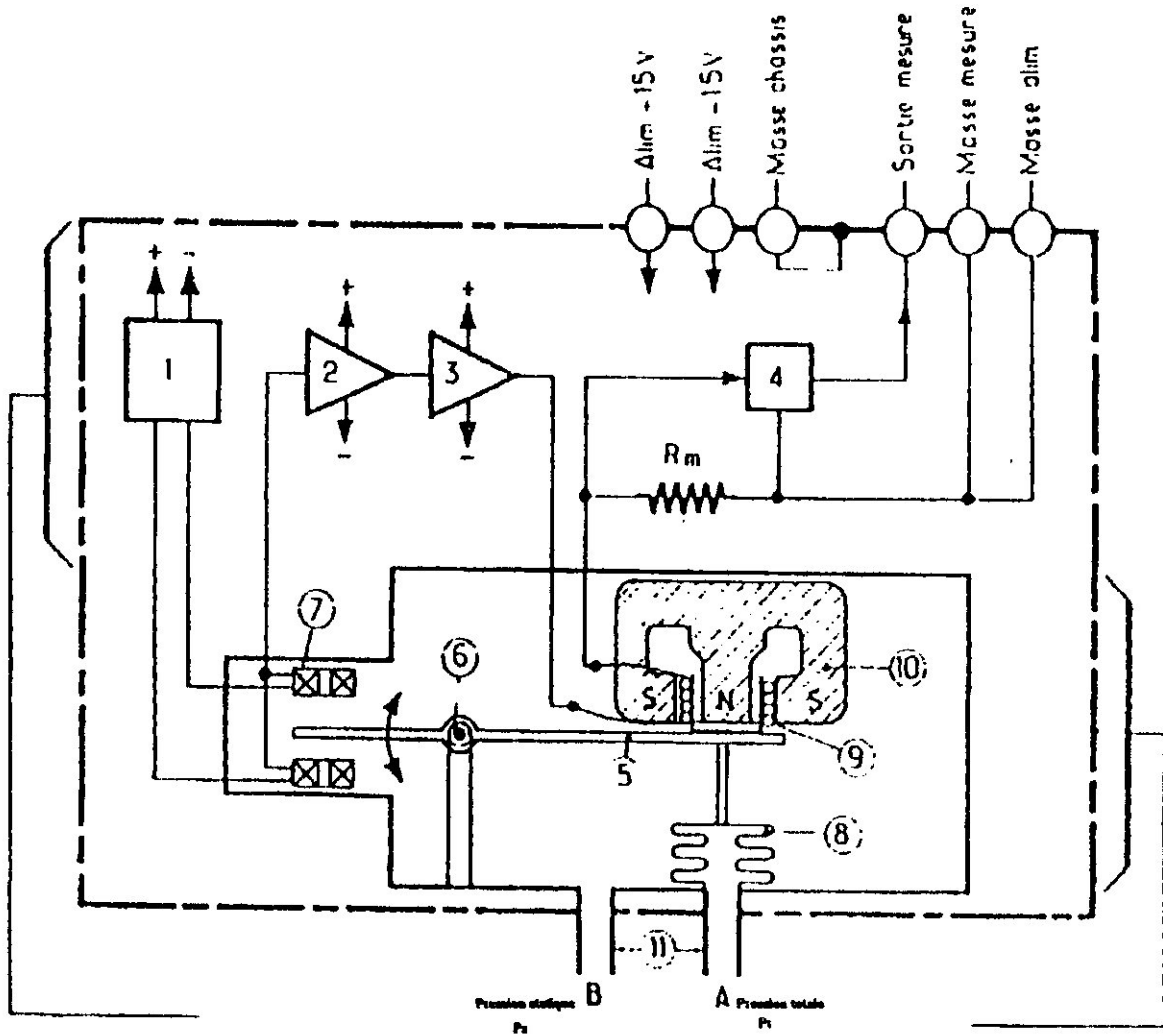
A l'équilibre qui est maintenu en permanence par l'asservissement, l'égalité des efforts se traduit par :

$$P.S = K.B.I \quad \text{soit } I = \frac{S}{K \cdot B} \cdot P$$

Une résistance de mesure  $R_m$  est parcourue par le courant de rappel, à ses bornes apparaît une tension :

$$U = R_m.I = K.P$$

La sortie mesure du capteur est donc une tension continue proportionnelle à la pression mesurée.



**ELECTRONIQUE**

- 1 Oscillateur
- 2 Ampli démodulateur
- 3 Ampli continu
- 4 Ampli de copie
- Rm Resistance de mesure

**MECANIQUE**

- 5 Fleau
- 6 Pivote
- 7 Detecteur de zero
- 8 Capsule
- 9 Bobine de rappel
- 10 Aimant permanent
- 11 Puses de pression

**Figure.I-21 : schéma synoptique d'un capteur de pression**

### **1-9-Les centrales aérodynamiques ADC :**

Elles sont initialement destinées à faciliter les calculs du pilote humain. Les centrales aérodynamiques ADC (Air Data Computer) sont devenues des équipements indispensables aux fonctionnements des différents systèmes d'un avion moderne.

Le but des centrales aérodynamiques qui équipent tous les avions est de constituer une banque de données non seulement pour le pilote humain, mais surtout pour tous les systèmes de l'avion tels que le pilote automatique, directeur de vol, auto manette, centrales inertielles,....

Sur les avions de nouvelle génération, une centrale aérodynamique digitale assure le calcul et la distribution des paramètres aérodynamiques pour leur utilisation sous forme digitale. (figure.I-22)

#### **1-9-1-Les paramètres d'entrée :**

Analogiques : le calculateur d'une centrale aérodynamique reçoit toujours, trois informations de base non corrigées qui sont :

- Pression statique brute
- Pression totale brute
- Température totale de l'air (mesurée par une sonde de température extérieure).

#### Digitales :

- Signal de correction barométrique
- Signal d'incidence locale

#### **1-9-2-Les informations de sortie :**

La centrale aérodynamique est essentiellement constituée par « un calculateur » qui traite et délivre systématiquement les informations de sortie suivantes :

- Vitesse IAS ou vitesse CAS
- Température statique  $T_S$  ou SAT (static Air Temperature)
- Vitesse vraie TAS

- Nombre de Mach M

- Altitude corrigée

### **1-9-3-Description de l'ADC : (figure.1-23)**

Les composants de l'ADC sont :

- **Calculateur digital** : le programme de calcul est figé en mémoires mortes et les corrections sont assurées en fonction du nombre du Mach et de l'incidence.
- **Coupleurs « entrées-sorties »** : ils assurent l'interface entre les informations d'entrées ou de sorties et l'unité de traitement.
- **Convertisseur « analogique -digital »** : il traduit les informations d'entrées sous forme digitale en binaire pur.
- **Capteur de pression (statique -totale)** : un capteur sous sa forme la plus simple est un instrument ou un système qui transforme une grandeur physique en une grandeur électrique.

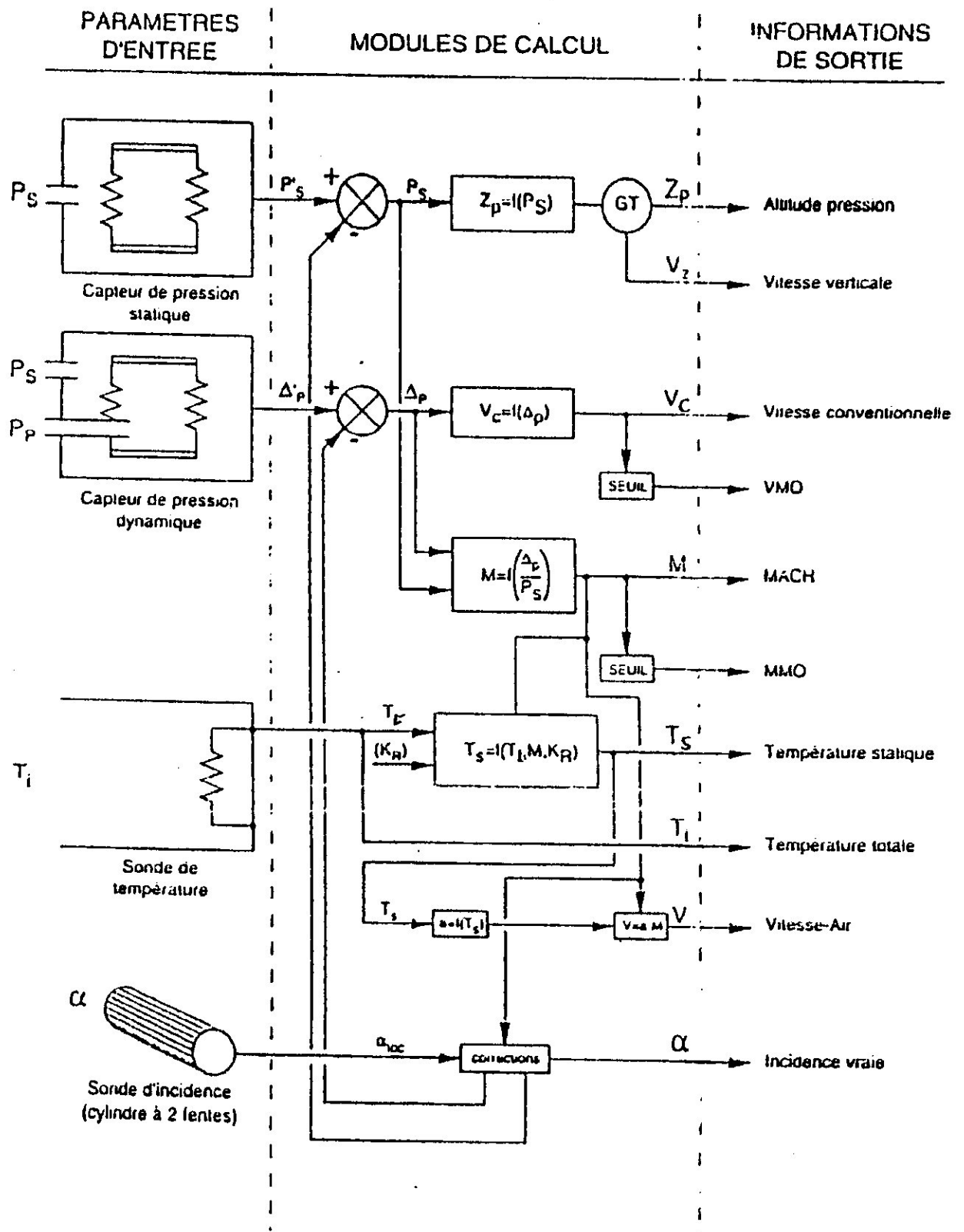


Figure.I-22 : la distribution des paramètres aérodynamiques

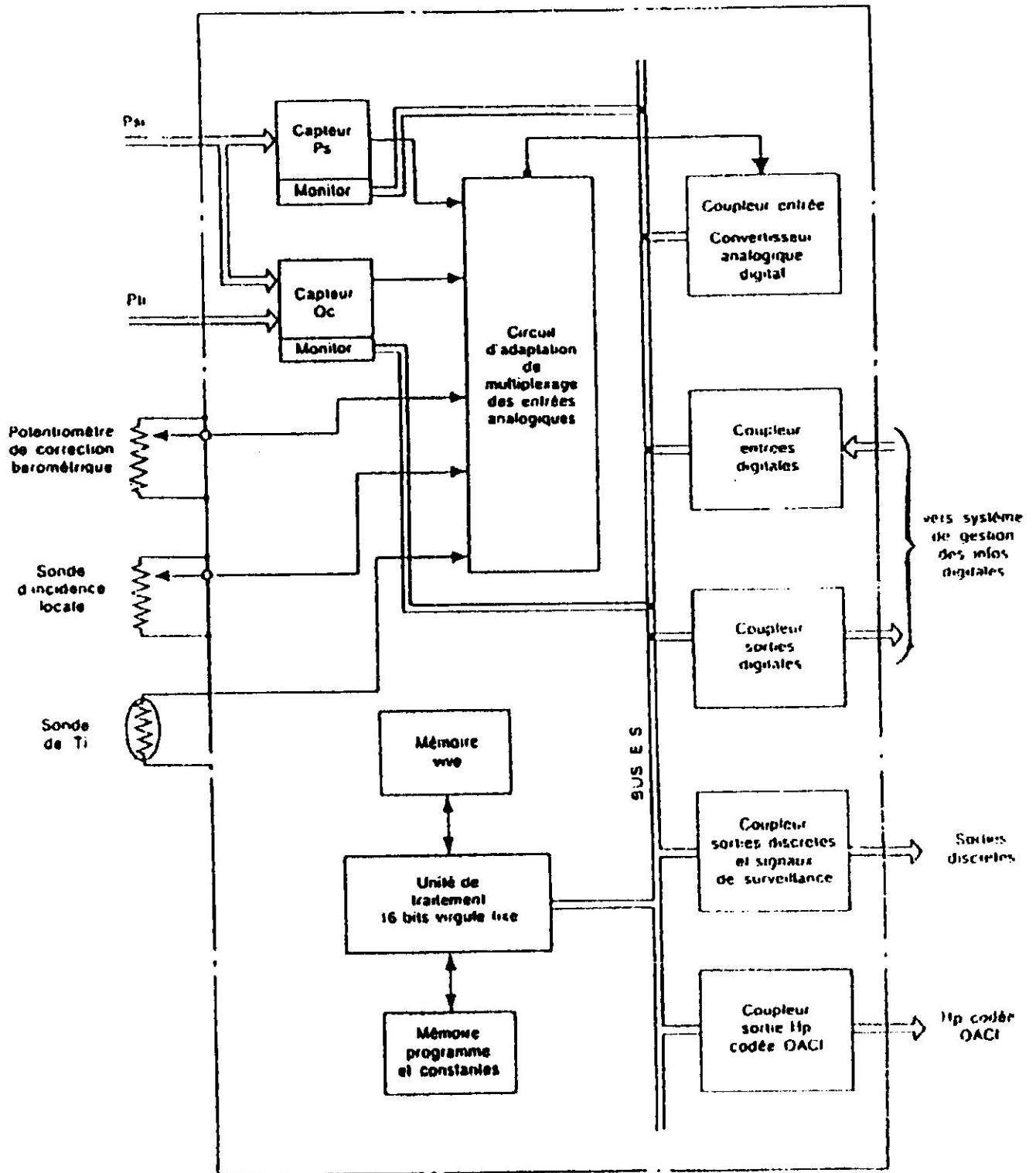


Figure.I-23 : schéma synoptique de la centrale aérodynamique digitale

**I-10- Les erreurs de l'anémomètre :****I-10-1- L'erreur de densité :**

On sait bien que l'anémomètre ne peut indiquer correctement la vitesse vraie. D'après les précédentes formules, on remarque que la pression dynamique ne dépend pas seulement de la vitesse de l'avion, mais aussi de la densité de l'air. Or, la densité de l'air varie avec l'altitude.

L'anémomètre est étalonné de manière à indiquer la vitesse vraie pour une densité de l'air de  $1\,225\text{ g/m}^3$ , densité qui serait produite par une pression au niveau de la mer de

1 013,25 mb (pression en atmosphère standard affichée sur l'échelle barométrique de l'altimètre) à une température de  $+15^\circ\text{C}$  (air sec).

**I-10-2- L'erreur instrumentale :**

Pour un anémomètre dont l'étendue de mesure est de 300 kt, on a pour les différentes erreurs, les ordres de grandeurs suivants :

- Erreur de lecture ( $e_L$ ) :  $\pm 0,5$  à 1 kt (erreur due à l'opérateur)
- Erreur de mobilité ( $e_m$ ) :  $\pm 0,5$  à 1 kt
- Erreur d'hystérésis ( $e_h$ ) :  $\pm 0,2$  kt
- Erreur de graduation ( $e_g$ ) :  $\pm 0,5$  kt
- Influence des accélérations ( $e_a$ ) :  $\pm 1$  kt
- Influence des vibrations ( $e_v$ ) :  $\pm 1,5$  kt
- Influence de la température ( $e_t$ ) :  $\pm 0,2$  kt

Soit une erreur résultante :

$$\Delta I = \sqrt{(e_L)^2 + (e_m)^2 + (e_h)^2 + (e_g)^2 + (e_a)^2 + (e_v)^2 + (e_t)^2} = 2,6\text{ kt}$$

Soit égale 1 % de l'étendue de mesure de l'instrument.

Les anémomètres actuels sont des instruments fiables et précis.

**I-10-3- L'erreur de position :**

Si les pressions sont perturbées à cause d'un écoulement d'air turbulent à hauteur des sondes Pitot ou statique, leur mesure ne correspondra plus exactement aux pressions totales et statiques. Les instruments anémométriques donnent alors des indications fausses. Cette erreur est appelée erreur de position (d'installation).

L'erreur de position dépend principalement de l'emplacement de la sonde anémométrique.



# CHAPITRE 2

## INTRODUCTION :

L'électronique est divisée en deux domaines distincts :

- **le domaine analogique** , où les variables peuvent prendre une infinité de valeurs différentes ; les signaux varient continûment. Tous les signaux issus des capteurs sont analogiques, et traduisent des phénomènes physiques qui varient continûment.

- **le domaine numérique** , où les variables prennent uniquement deux états, un état haut et un état bas. Le domaine numérique est maintenant prédominant. Il s'est beaucoup développé grâce aux progrès faits par les microprocesseurs. Beaucoup de signaux ne sont pas traités par les techniques analogiques le sont aujourd'hui par l'utilisation des microprocesseurs.

Le passage d'un type de donnée à l'autre se fera par des convertisseurs, composants " mixtes " qui vont manipuler des tensions analogiques en entrée et des signaux logiques en sortie ou vice versa.

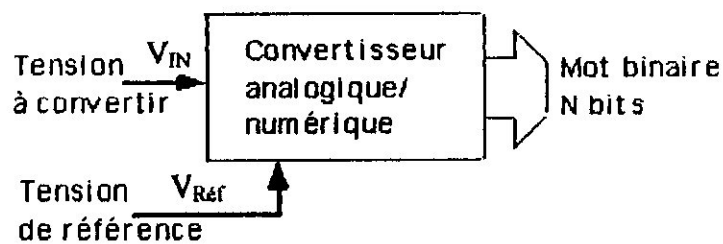
Il existe deux catégories de convertisseurs :

- **les Convertisseurs Numérique Analogique** (CNA, DAC en anglais, pour Digital to Analog Converter) qui vont convertir les signaux logiques en tension analogique.
- **les Convertisseurs Analogique Numérique** (CAN, ADC en anglais, pour Analog to Digital Converter), qui vont transformer les tensions analogiques en signaux logiques aptes à être traités par microprocesseur (numérisation des signaux).

Ces derniers vont être l'objet de notre étude détaillée dans ce chapitre.

### II.1- Définition d'un CAN :

Le CAN prend un signal continu analogique à l'entrée qu'on appelle souvent  $V_{in}$  et le convertit en un nombre fini de codes (nombre binaire) qui sera aisément manipulé par un calculateur.(Figure.II-1) .



**Figure.II-1 : schéma synoptique d'un convertisseur A/N**

Le nombre à N bits, est une fraction binaire qui représente le rapport entre la tension inconnue  $V_{in}$  et la tension pleine échelle du convertisseur ( tension de référence )  $V_{ref}$  . Un grand nombre de techniques permettent de faire cette conversion.

Dans ce cas, le mot binaire en sortie est proportionnel au rapport de la tension d'entrée  $V_{in}$  à une tension de référence.

$$\text{Mot binaire} = \frac{V_{in}}{V_{ref}} (2^n - 1) \dots (10)$$

## II.2- Avantages de la numérisation des signaux :

Le gros avantage apporté par la numérisation des signaux est la possibilité de stockage, de transformation et de restitution des données sans quelles ne soient altérées.

On peut par exemple faire transiter un signal sonore de qualité Hi-Fi par une ligne téléphonique sans que la bande passante ne soit réduite même en présence de bruit, ce qui aurait été impensable avec le signal analogique de départ.

Le traitement des données par programmation introduit aussi une souplesse dans la conception de produits à base d'électronique. Cela permet de réduire les coûts par standardisation, la même carte étant utilisée pour plusieurs fonctions différentes.

## II.3- Principe de fonctionnement :

Les signaux numériques ne varient pas de façon continue. En fait, quand on veut numériser un signal analogique il faut l'échantillonner puis le discrétiser.

Il est impensable de prendre un signal avec une infinité de valeurs donc on va prendre qu'une partie de signal à des instants bien déterminés : c'est ce qu'on appelle l'**échantillonnage**.

Pour ce qui est de l'amplitude, à un intervalle de tension du signal d'entrée on fera correspondre une valeur unique : c'est la **quantification**. Cette valeur sera ensuite codée (binaire, binaire signé...) et restituée sous forme binaire en sortie du convertisseur pour être traitée numériquement.

Un résumé graphique de tout ceci est exprimé sur la figure (II-2) : on voit un signal analogique en entrée (une sinusoïde), et les échantillons issus de la conversion analogique numérique, avec la discrétisation en temps.

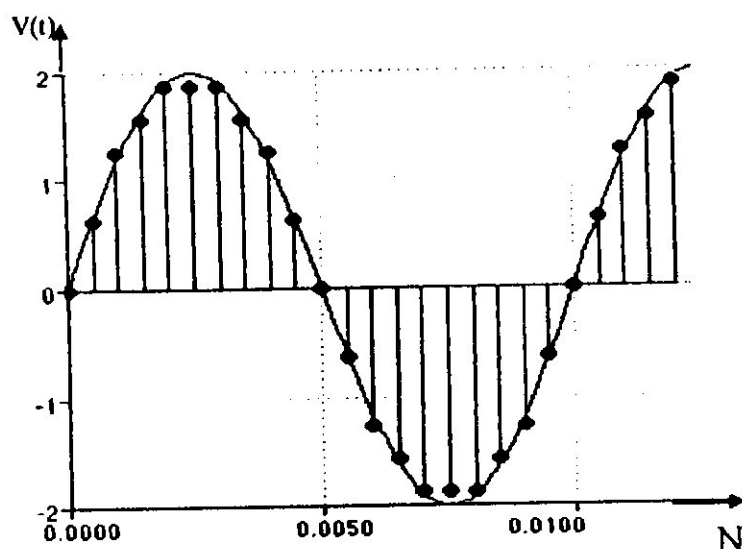


Figure.II-2 : Signal analogique est numérisé

D'une manière générale, convertir une grandeur analogique en une grandeur numérique nécessite deux opérations :

- L'échantillonnage.
  - La quantification.
- Exemple : CAN à 3 bits

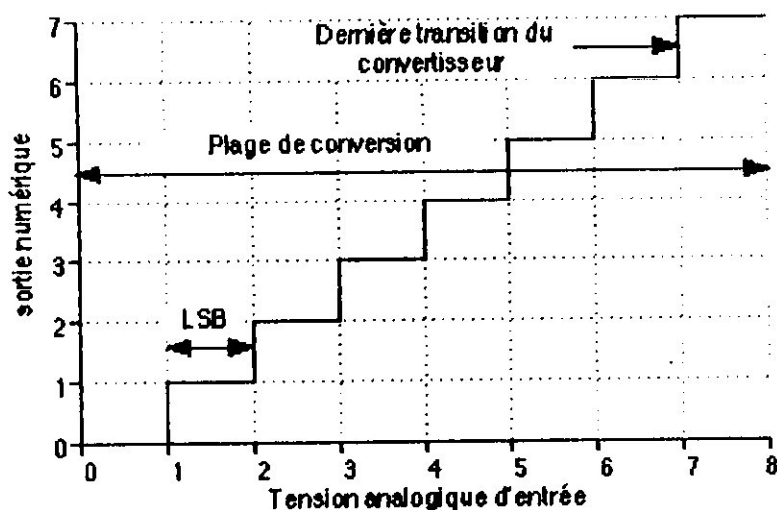


Figure.II-3 : Fonction de transfert d'un CAN 3 bits

Dans la figure (II-3), on a représenté la fonction de transfert d'un CAN à 3 bits ayant une plage de conversion de 8V. Il y a 8 états logiques, la plage de conversion est donc partagée en 8 portions égales correspondant chacune à un état logique de sortie.

On remarquera que la dernière transition du CAN se fait pour une tension d'entrée de 7V, correspondant au dernier état logique de sortie (égal à 7).

Passée cette valeur de 7V, le convertisseur ne changera donc plus d'état. Toutefois, on considère que la plage de conversion s'étend jusqu'à 8V, la dernière portion, de 7 à 8V correspondants à l'état logique " 7 ".

Dans ces conditions, la plage de conversion est de 8V, divisée en  $2^3 = 8$  portions correspondant chacune à un LSB (unité du code binaire) cette unité est égale à la variation du bit de poids le plus faible.

$$\boxed{LSB = \frac{\Delta V_{\max}}{2^3} = \frac{8V}{8} = 1V} \quad \dots\dots(11)$$

#### II.4- Caractéristiques principales d'un CAN :

Les caractéristiques générales d'un CAN sont :

- Fonction de transfert.
- Plage de conversion.
- Résolution.
- Dynamique.
- Temps de conversion.
- Précision.

##### II.4-1- fonction de transfert idéale d'un CAN (FTI) :

La FTI est défini par l'expression de la tension d'entrée nominale :

$$V_q = V_{ref} \left( \sum_{l=1}^n \frac{V_l}{2^l} \right) = V_{ref} \left( \frac{V_1}{2} + \frac{V_2}{4} + \dots + \frac{V_n}{2^n} \right) \dots\dots(12).$$

Tel que :

$V_q$  : étant la plus petite tension nominale .

$V_{1,2,..,n}$  : valeur binaire ( 0 ou 1).

#### II.4-2-plage de conversion (tension de pleine échelle )

Le convertisseur délivrera en sortie un nombre fini de codes numériques, correspondant à une gamme de tension analogique d'entrée bornée : c'est la **plage de conversion** (ou tension de pleine échelle) du convertisseur.

Cette plage de conversion sera couramment de 0-5V, 0-10V, ou encore  $\pm 5V$  ou  $\pm 10V$ . Il existe aussi d'autres plages de conversion moins utilisées.

#### II.4-3-Résolution :

Le signal numérisé sera d'autant plus riche en information que l'intervalle de tension qui sera codé par le même nombre binaire sera petit, et ceci à plage de conversion donnée.

La **résolution** du CAN sera l'intervalle de tension d'entrée à laquelle correspondra un même nombre binaire.

En théorie, cet intervalle de tension est le même pour tous les codes binaires ; en pratique, ça ne sera pas toujours le cas. La résolution correspondra à la valeur théorique. En valeur relative, elle s'exprime par la relation (13):

$$R = \frac{1}{2^n} = \frac{LSB}{V_{ref}} \quad \dots\dots(13)$$

#### 11.4-4-Dynamique :

La dynamique d'un signal est le rapport entre la tension maximal et la tension minimale que pourra prendre ce signal.

Pour un CAN, ce sera le nombre binaire le plus élevé divisé par le plus faible qui est 1 (et pas 0 qui correspond à un signal nul), donc, le nombre de codes binaires différents que peut fournir le convertisseur moins un.

Si on prend l'exemple d'un convertisseur à 8 bits, la dynamique vaut en toute rigueur  $2^8 - 1 = 255$ .

En pratique, on arrondira ce nombre à une puissance de 2, qui sera le nombre de bits du convertisseur. Notre convertisseur aura donc une dynamique de 256, qu'on exprimera plutôt sous la forme " 8 bits ".

#### 11.4-5-Temps de conversion :

On définit le temps de conversion, le temps nécessaire pour obtenir en sortie un signal numérique correspondant au signal d'entrée analogique.

Il s'exprime habituellement en  $\mu\text{s}$  ou  $\text{ms}$ . pour connaître la fréquence maximale de conversion possible on ajoutant le temps de conversion, aussi le temps nécessaire pour la remise à « zéro » du convertisseur.

#### 11.4-6- Précision :

C'est l'écart existant entre la valeur théorique de tension quantifiée fournissant un mot N en sortie et la valeur réelle de tension d'entrée fournissant effectivement ce mot. Cet écart s'appelle l'erreur.

La précision d'un CAN est donnée par la connaissance de l'erreur absolue qui s'exprime généralement en fraction de LSB. Il est généralement de  $\pm \frac{1}{2} \text{LSB}$ .



## II.5- Différents Types De Conversion A/N :

Les convertisseurs A/N sont très diversifiés selon les applications.

La figure (II-4) illustre cette diversité et met en évidence une caractéristique fondamentale des CAN.

Les CAN très précis sont lents et les CAN très rapides sont peu précis, on peut dire que les CAN sont caractérisés par un facteur mérite  $f_m$  tel que :

$$f_m = \text{précision} \times \text{vitesse} \quad \dots\dots (14)$$

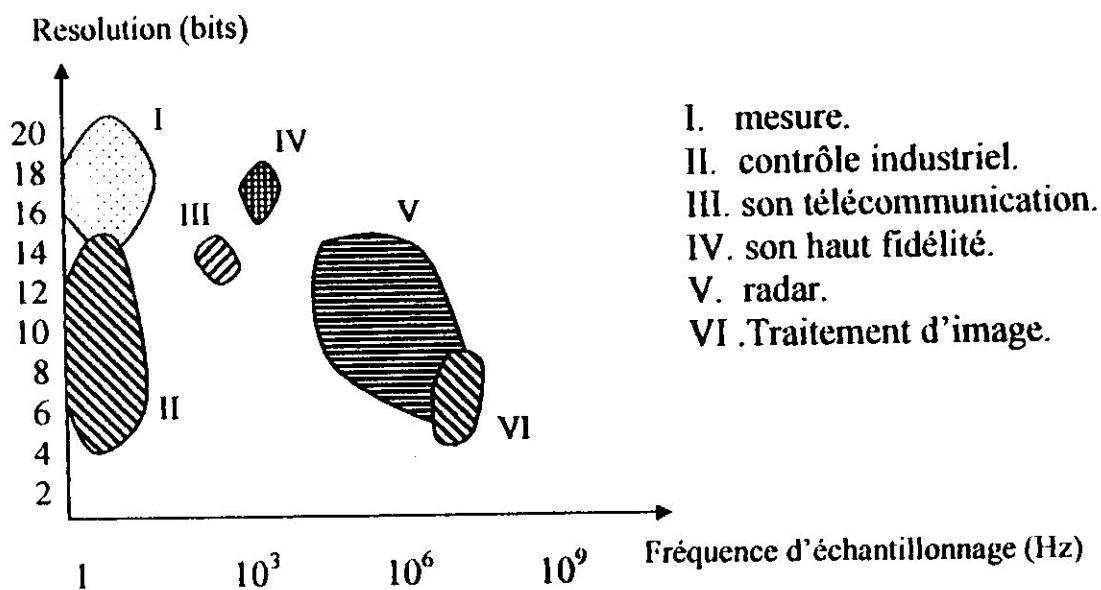


Figure.II-4 : domaine d'acquisition de données

dans ce qui suite, Nous allons décrire trois (3) représentation, et qui se différencient très nettement en terme de compromis vitesse / précision :

- Les convertisseurs parallèles
- Les convertisseurs à approximations successives
- Les convertisseurs à comptage

### 11.5-1-C.A.N PARALLÈLE ( flash, éclair ) :

La conversion A/N éclair est une technique qui utilise la conversion brute, qu'est la méthode la plus rapide.

#### ▪ Principe de fonctionnement :

La tension à mesurer est comparée simultanément à  $2^N-1$  tensions de référence, N étant le nombre de bits du convertisseur. Le nombre  $2^N-1$  s'explique par la notion de pleine échelle vue précédemment.

Ce convertisseur est composé des éléments suivants :

- une tension de référence  $E_{ref}$ .
- un réseau de  $2^N$  résistances montées en série.
- $2^N-1$  comparateurs comparent en permanence la tension à mesurer à une des tensions de référence délivrée par le pont de résistances.
- un décodeur logique permet de traduire l'état des comparateurs en code binaire de sortie.

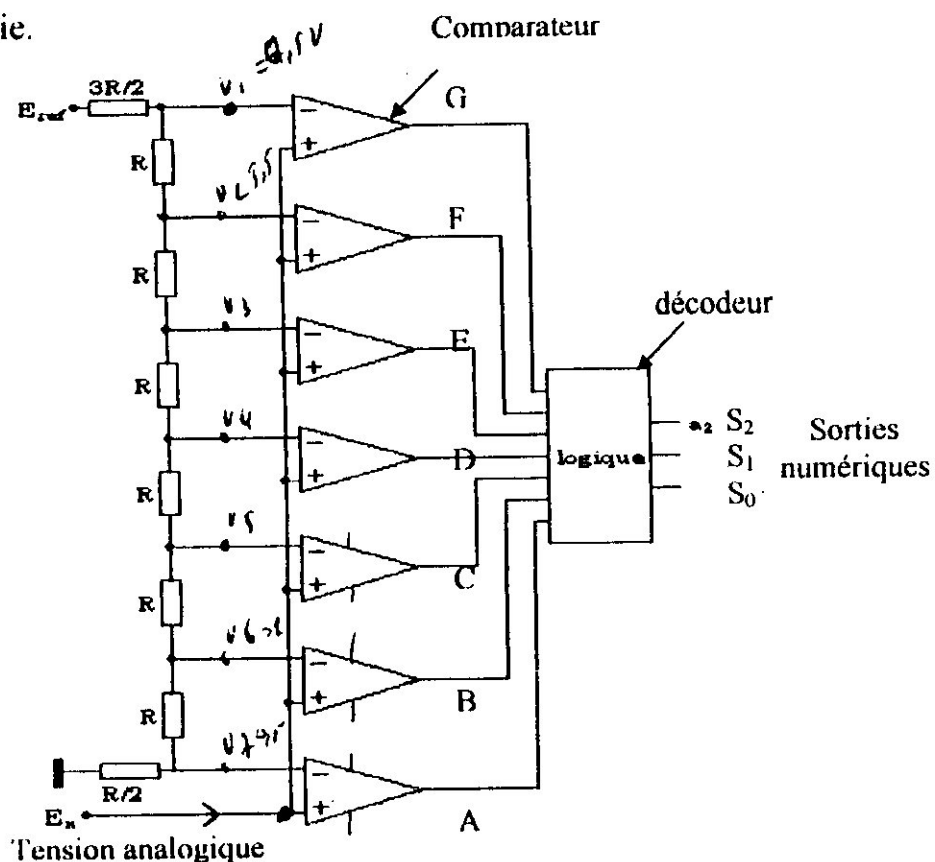


Figure.H-5 : Schéma de principe d'un CAN parallèle à 3 bits

- **Exemple : CAN flash à 3 bits (Fig.II.5).** En prend  $V_{ref} = 8V$ .

- Le code obtenu montrer dans le tableau suivant :

Ve analogique	entrée							sortie		
	G	F	E	D	C	B	A	S <sub>2</sub>	S <sub>1</sub>	S <sub>0</sub>
$0 < V_e < 0.5 V$	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$0.5 < V_e < 1.5 V$	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1
$1.5 < V_e < 2.5 V$	0	0	0	0	0	1	1	0	1	0
$2.5 < V_e < 3.5 V$	0	0	0	0	1	1	1	0	1	1
$3.5 < V_e < 4.5 V$	0	0	0	1	1	1	1	1	0	0
$4.5 < V_e < 5.5 V$	0	0	1	1	1	1	1	1	0	1
$5.5 < V_e < 6.5 V$	0	1	1	1	1	1	1	1	1	0
$6.5 V < V_e$	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1

**Tableau.II-1 : codage entrée/sortie de CAN parallèle à 3 bits**

- Le décodeur logique réalise une logique combinatoire pour transformer l'état des comparateurs en on binaire.

### II.5-2-C.A.N À APPROXIMATIONS SUCCESSIVES :

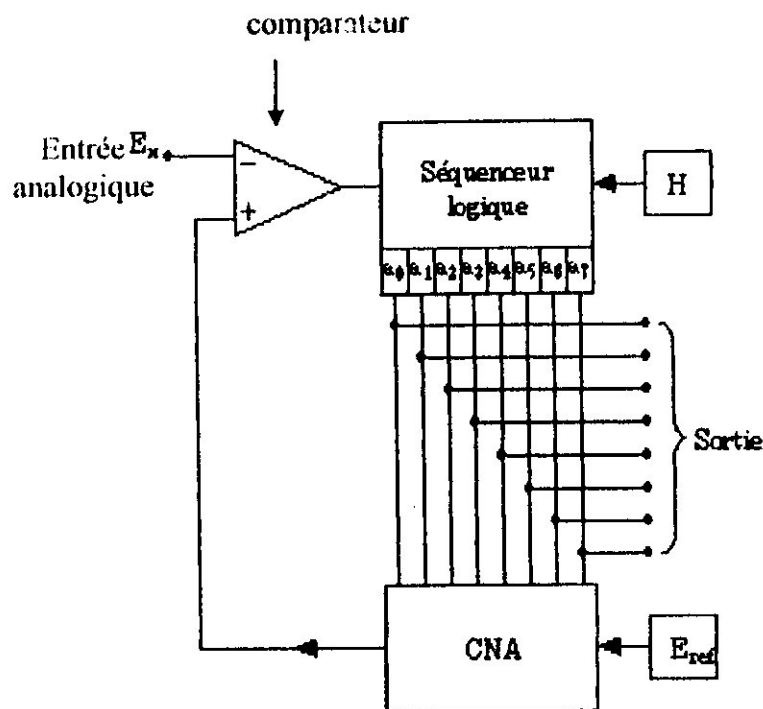
Ces convertisseurs sont très répandus car ils sont performants et a bon marché.

#### ▪ Principe de fonctionnement :

Un schéma de principe est donné figure (II.6) On y trouve principalement une référence de tension, un CNA, un comparateur et un séquenceur logique piloté par horloge

Le séquenceur logique délivre un code binaire à l'entrée du CNA. La tension de sortie de ce CNA est comparée à la tension à mesurer, et en fonction du résultat, le code binaire est modifié de manière à approcher la valeur à trouver.

Tous les codes binaires sont successivement comparés à la tension d'entrée. Quand le signal de sortie du comparateur s'inverse, la tension de référence vient juste de dépasser la valeur à mesurer : la conversion est terminée, il ne reste qu'à lire la valeur binaire.



**Figure.II-6 : Schéma de principe du CAN à approximations successives**

Pour un convertisseur 12bits, il faudrait entre 0 et 4095 coups d'horloge : le temps de conversion ne serait pas constant, et surtout, serait beaucoup trop long pour les fortes valeurs de tension d'entrée.

Les décodeurs fonctionnent en fait sur le principe de la dichotomie (figure.II-7) :

- on compare d'abord la tension à mesurer  $E_x$  à une tension de référence correspondant à tous les bits à 0 sauf le MSB à 1 (étape 1).  
Si cette tension de référence est inférieure à  $E_x$ , on laisse le MSB à 1, sinon, on le positionne à 0.
- tout en laissant le MSB dans l'état déterminé précédemment, on fixe le bit suivant à 1 et on applique le mode opératoire précédent (étape 2).
- on procède ainsi de bit en bit, N fois pour un convertisseur à N bits.

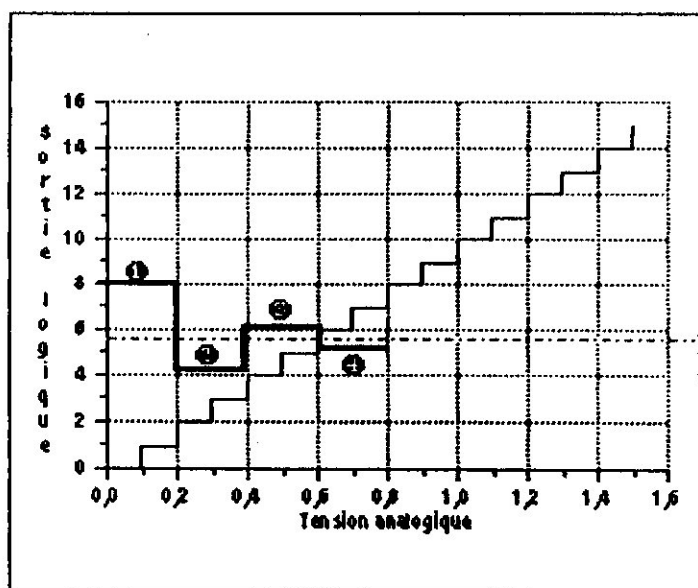
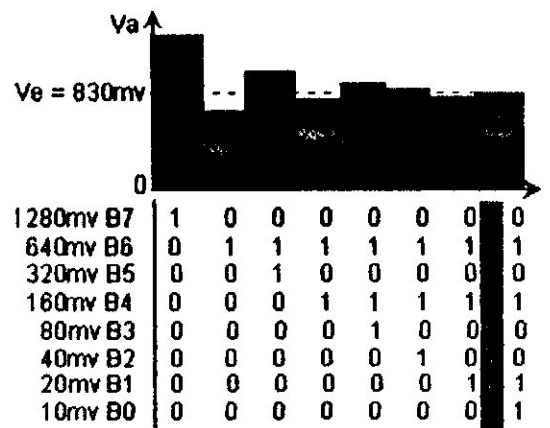


Figure.II-7 : Approximations par dichotomie

- **Exemple : CAN d'approximation successive à 8 bits**  
(Figure.II-8)



**Figure.II-8 : Principe de la dichotomie avec  $V_e=830$  mv**

- **Précision :**

Ces convertisseurs sont précis : il suffit d'un bon comparateur associé à un CNA de la résolution voulue pour obtenir la précision désirée.

La rapidité sera limitée par le temps d'établissement du CNA, la vitesse de réaction du comparateur, et la complexité de la logique.

- **Utilisation :**

On retrouve ces composants un peu partout, de l'audio numérique aux cartes d'acquisitions de données en passant par l'intégration dans des micro contrôleurs.

### II.5-3-C.A.N À COMPTAGE D'IMPULSIONS :

Cette catégorie de convertisseurs offrent une grande précision pour un faible coût, mais de par leur principe, ils ne peuvent mesurer que des tensions statiques. Contrairement aux convertisseurs précédents qui échantillonnent le signal instantané.

On trouve 4 types de convertisseurs à (de simple à quadripôle rampe : le principe reste globalement le même, les rampes supplémentaires venant compenser diverses erreurs), ainsi que des convertisseurs tension-fréquence.

Tous ces convertisseurs sont basés sur une opération de chronométrage (comptage d'impulsions) pendant un temps proportionnel à la tension d'entrée.

#### a)- Convertisseur simple rampe :

##### ▪ principe de fonctionnement :

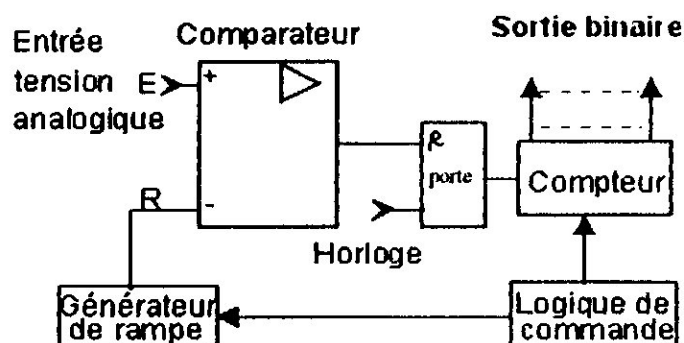


Figure.II-9 : Schéma de principe du Convertisseur simple rampe

Le schéma de principe d'un tel convertisseur est donné par la figure (II.9).

Les principaux éléments le constituant sont :

- un générateur de rampe (intégration d'une tension de référence).
- un comparateur compare la tension à mesurer.
- divers éléments de logique, dont un générateur, une porte, une horloge et un compteur.

On compare en temps contrôlé, la tension E à numériser à une tension R qui croît linéairement avec le temps. Cette rampe analogique est générée le plus souvent, par un A.I.L (Analogique Intégrateur Linéaire ).

Lorsque la rampe R atteint E, le comparateur envoie un ordre de blocage à un compteur (Figure.II-10). Les sorties du compteur sont l'image numérique de E à convertir.

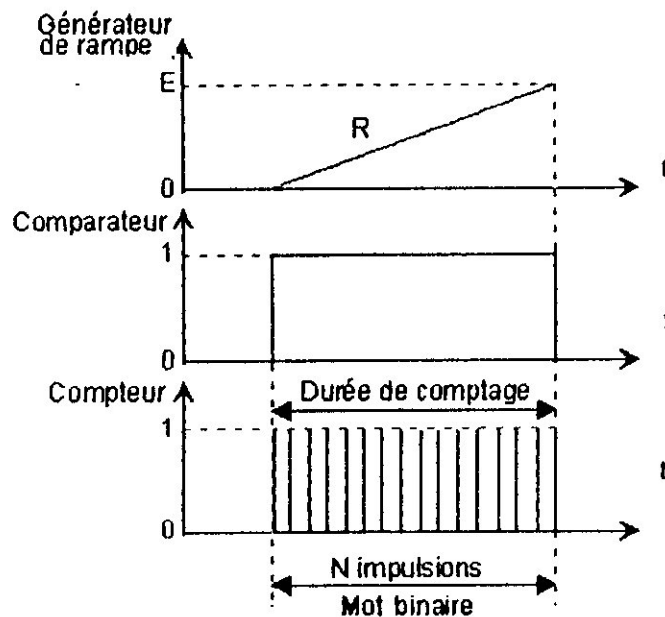


Figure.II-10 : Tension en sortie d'intégrateur et porte

**b-Convertisseur double rampe :**

▪ **Principe de fonctionnement:**

Le schéma de principe est le suivant (Figure.II-11) :

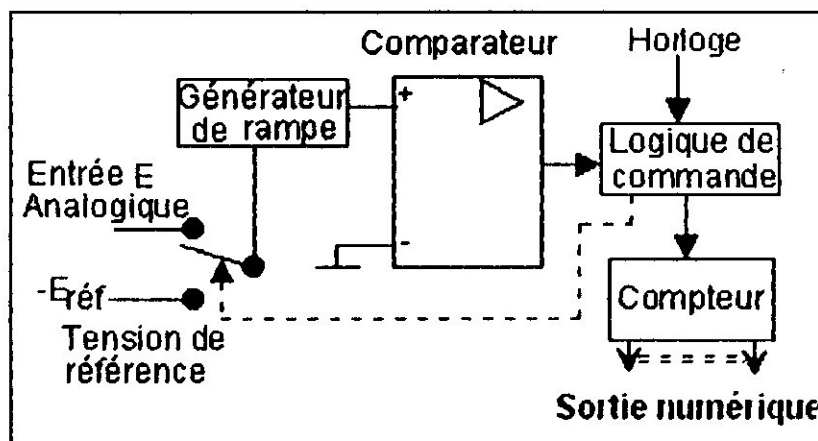


Figure.II-11 : Schéma de principe du convertisseur double rampe

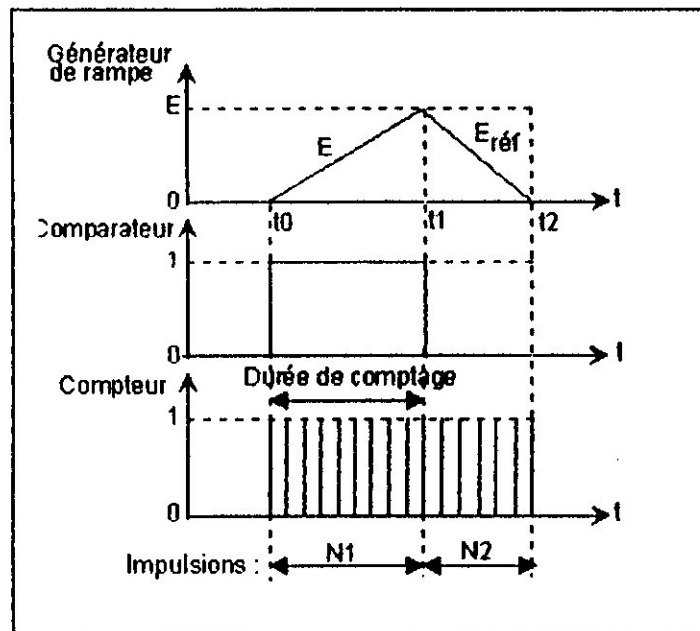


La tension  $E$  à convertir est appliquée à l'entrée d'un intégrateur, durant un temps prédéterminé. Un compteur mesure ce temps,  $N1$  impulsions.

La logique de commande commute l'entrée, une tension de référence opposée à  $E$  est appliquée à l'intégrateur. Le compteur mesure ce temps,  $N2$  impulsions.

Le mot binaire est lu sur les sorties du compteur :

$$E = E_{\text{réf}} \cdot \frac{N1}{N2} \quad \dots (15)$$



**Figure.II-12 : Tension en sortie d'intégrateur**

L'inconvénient majeur de ce convertisseur est sa lenteur. Mais il représente de nombreux avantages parmi lesquels :

- il est économique car il n'utilise pas de convertisseur N/A.
- il possède une très bonne précision de conversion. En effet ce type de convertisseur élimine les erreurs dues aux temps de retard de composants utilisés

## II.6- Erreurs de conversion :

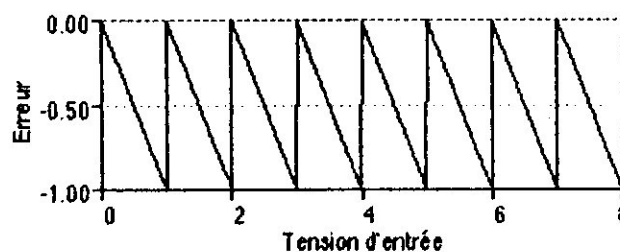
Comme pour la plupart des CAN existant dans le marché, les erreurs de conversion doivent être prise en compte. Parmi les erreurs on a :

- Erreur de quantification.
- Erreur de gain .
- Erreur d'offset .
- Erreur de linéarité.

### II.6-1- Erreur de quantification :

La quantification en amplitude consistait en une perte d'information du signal. Ceci nous conduit à la notion d'erreur de quantification, qui est inhérente à la conversion analogique numérique, et sera présente même si les convertisseurs sont considérés comme parfaits.

Si on numérise une rampe de tension, l'erreur entre la tension d'entrée et la tension de sortie "reconstituée" (reconvertie en analogique par passage dans un CNA) aura la forme suivante :



**Figure.II-13 : Erreur de quantification d'un CAN**

L'erreur est toujours négative (valeur par défaut) et osciller entre 0 et -1 LSB.  
( 0 à -1 ici Figure.II-13 ).

### II.6-2- Erreur de gain :

La tension de pleine échelle est toujours légèrement différente de ce qui est prévu en théorie. L'écart entre les valeurs théorique et pratique est l'**erreur de gain** (figure.II-14).

Pratiquement, le fabricant de convertisseurs **Analog Devices**(société spécialisée dans la fabrication de CAN et CNA) définit cette erreur ainsi : c'est l'écart entre la valeur théorique et la valeur réelle mesurée sur la dernière transition du convertisseur et exprimé en LSB.

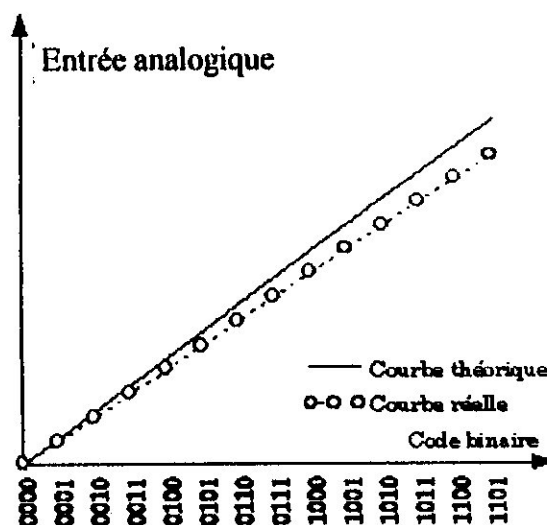


Figure.II-14 : Erreur de gain

### II.6-3-Erreur d'offset :

De même, le code binaire 0 ne correspond pas forcément à une tension rigoureusement nulle en sortie. Cette tension est la tension de décalage, ou d'offset.( Figure.II-15).

En pratique, **Analog Devices** définit cette erreur comme étant l'écart entre la valeur théorique et la valeur réelle mesurée sur la première transition du convertisseur et exprimé en LSB.

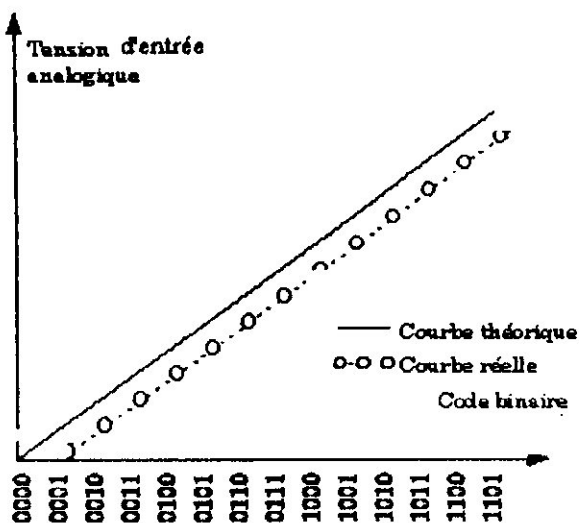


Figure.II-15 : Erreur de décalage (offset)

**II.6-4-Erreurs de linéarité:**

L'erreur de linéarité est due au fait que la résolution des convertisseurs n'est pas constante. la non linéarité exprimée en LSB, est la différence maximum constatée sur toute la plage de conversion entre les valeurs théoriques et les valeurs mesurées.

La fonction de transfert est représentée figure (II-16).

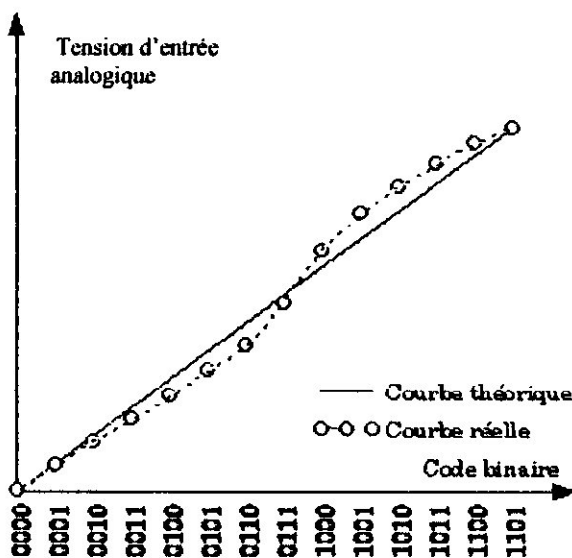


Figure.II-16 : Erreur de linéarité

**11.6-5- Précision du convertisseur.**

Pour obtenir la précision globale du convertisseur, on cumulera toutes les erreurs précédemment citées.

En général, ces erreurs sont données soit en % de la pleine échelle (% FS pour Full Scale), soit en fraction de quantum ( $\pm 1/2$  LSB par exemple).

**11.7- Récapitulatif des convertisseurs A/N :**

Après exposé des diverses techniques de conversion la question qui se pose est la suivante :

- Quelle type de convertisseur dois-je utiliser dans mon application ?

Les deux facteurs principaux pris en compte dans la classification proposée sont le nombre de bits de codage, et la fréquence d'échantillonnage choisi selon les critères exposés précédemment. D'autres critères sont pris également en considération comme la consommation et le coût de circuit.

# CHAPITRE 3

**Introduction :**

Notre objectif est de réaliser un indicateur digital qui permet d'afficher la vitesse vraie (TAS) de l'avion en vol pour un écoulement subsonique ( $M < 1$ ).

Le fonctionnement de cet instrument repose sur les informations (tensions continues ) provenant du capteur de pression et comme l'utilisation de ce dernier n'étant pas possible, notre travail est basé sur les caractéristiques d'une sonde anémométrique qui a une excellente linéarité de la tension de sortie en fonction de la vitesse (Figure.III-2).

Nous nous rapprochons ainsi des conditions réelles du vol.

**III.1-Sonde à fil chaud :**

La sonde (ou anémomètre ) à fil chaud (figure.III-1) permet de mesurer la vitesse instantanée (composante moyenne plus celle de perturbation, jusqu'à 500KHZ ) dans les écoulements turbulents. L'élément sensible est un fil métallique de tungstène ou un alliage de platine dont le diamètre varie entre 0.5 et 5  $\mu\text{m}$ . Ce fil métallique fin, de 0.5 à 1 mm de long , a chacune de ses extrémités soudée à des broches en acier inoxydable ou en alliage de cuivre. Le corps de la sonde supporte, d'un côté , les broches conductrices et de l'autre côté, les connecteurs permettant l'alimentation électrique de la sonde.

La sonde de la figure possède quatre broches sur lesquelles sont montés deux fils croisés et inclinés pouvant fournir la mesure simultanée de deux de trois composantes de vitesse en un point.

L'anémomètre basée sur le principe du fil chaud consiste à placer dans l'écoulement un fil par un courant dont on règle l'intensité de manière à garder la température du fil constante. La tension donne alors directement la valeur de la vitesse du fluide, après étalonnage (figure.III-2). Ce système permet de mesurer plusieurs composantes il suffit de disposer judicieusement plusieurs fils. Il présente de plus l'avantage d'avoir un temps de réponse faible, ce qui

rend possible la mesure de la turbulence, et ce avec précision même dans les zones rapprochées des parois solides dans les couches limites.

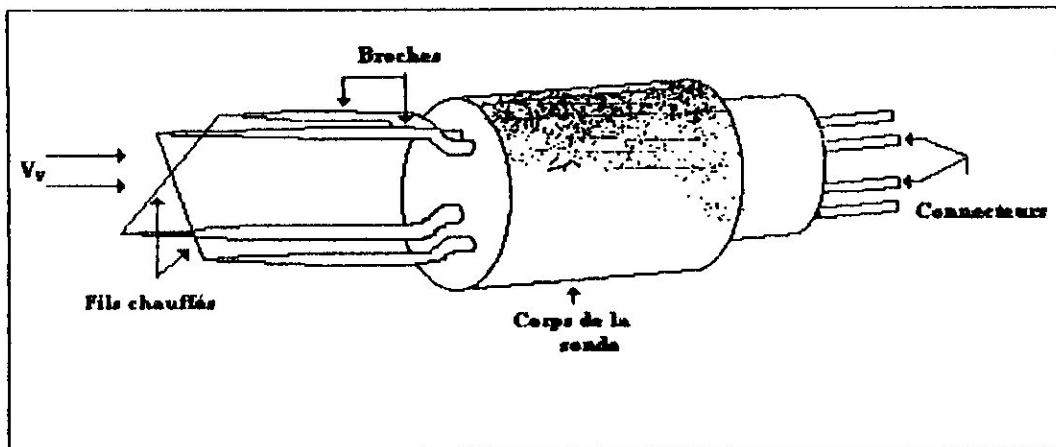


Figure.III-1 : Sonde à fil chaud

Ve (en volt)	Vv(en Nœud)
0.186	50
0.324	70
0.617	100
1.109	150
1.445	180
1.819	220
2.260	290
2.561	340
2.724	380

Tableau.III-1 : la tension en fonction de la vitesse



### III.2-Schéma synoptique général :

Pour une meilleure illustration de notre réalisation voici le schéma synoptique général avec tous les étages qu'il comprend.

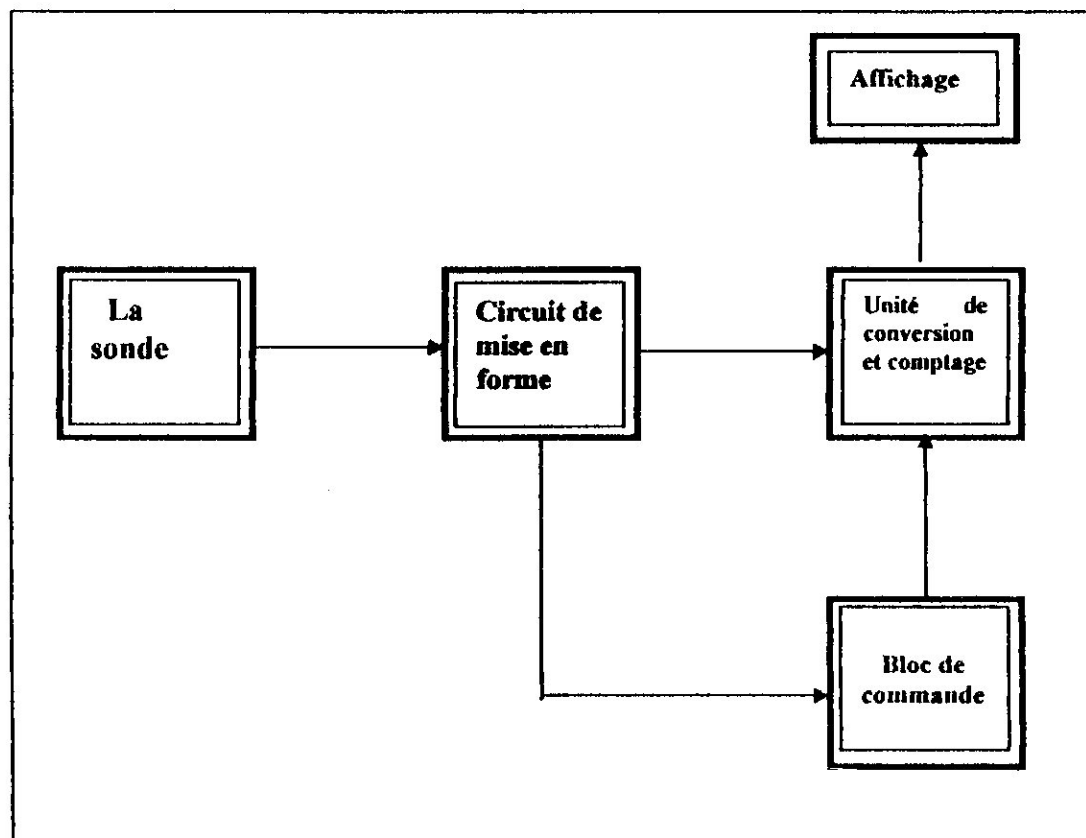


Figure.III-2 : le schéma synoptique général

### III.3-Schéma synoptique détaillé :

Le schéma synoptique détaillé comprend les étages suivants :

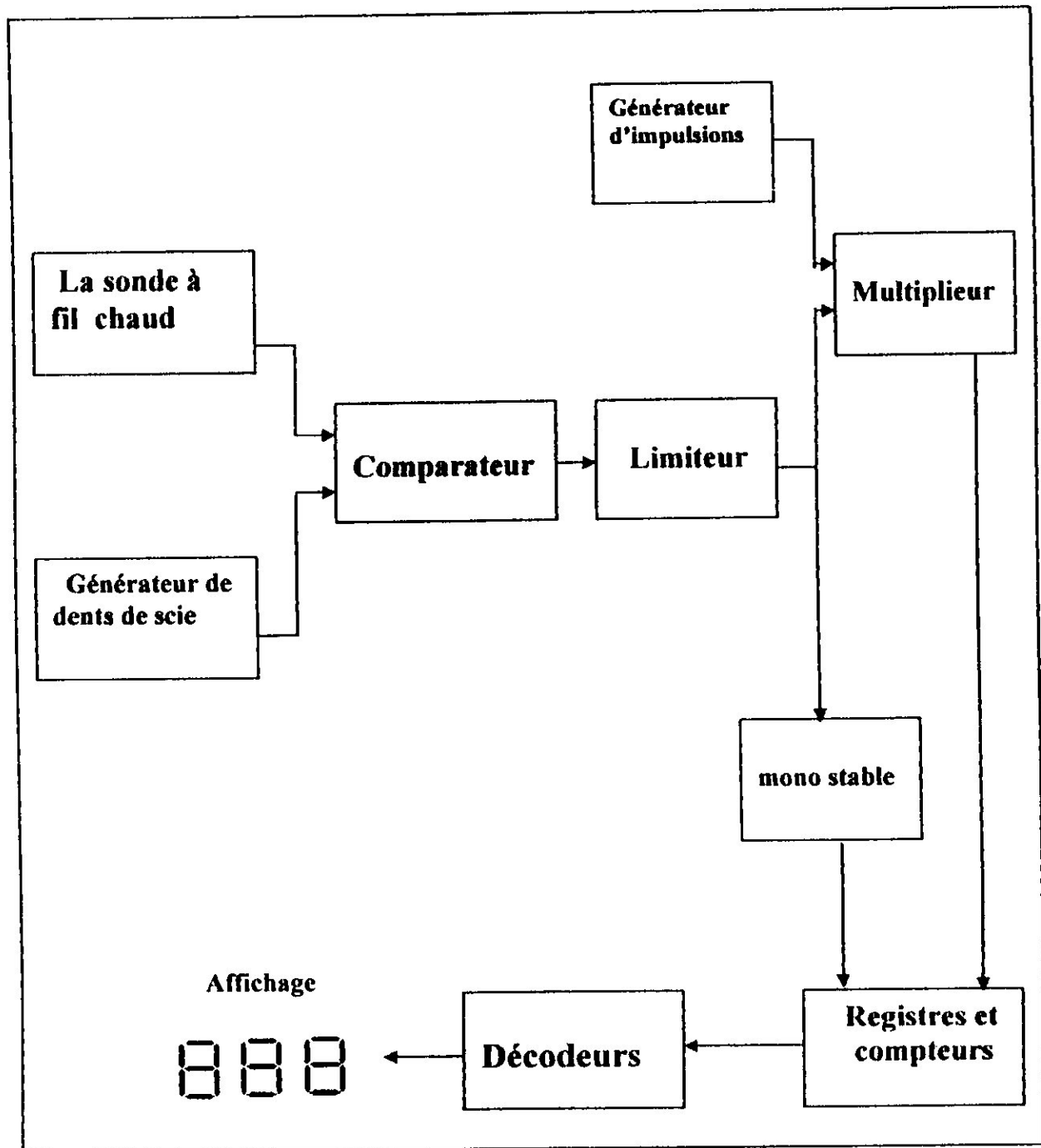


Figure.III-3 : Le schéma synoptique détaillé

### III.3-1-Circuit de mise en forme :

On entend par mise en forme d'un signal , les transformations nécessaires apportées au signal pour qu'il soit prêt à être utilisé dans l'étage suivant.

Dans notre cas, la mise en forme du signal est nécessaire pour exciter la partie numérique du système.

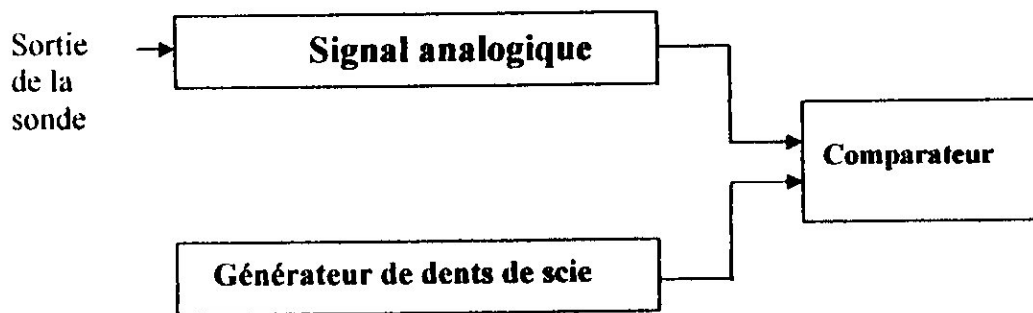


Figure.III-4 : schéma synoptique du circuit de mise en forme

#### a)-Le générateur de dents de scie :

Le signal de dents de scie est appelé aussi signal en rampe car il est constitué d'une droite en pente, le signal a les caractéristiques suivantes :

$$\text{Valeur efficace : } V_{\text{eff}} = V_c/3$$

$$\text{Valeur moyenne : } V_{\text{moy}} = V_c/2$$

Le circuit du générateur de notre montage génère un signal à double rampes.

#### b)-L'étage comparateur :

Il a pour rôle de comparer le signal provenant du circuit analogique avec le signal de dents de scie.

C'est un amplificateur opérationnel sans boucle de réaction retour.

### III.3-2-Circuit de commande :

Il est composé de plusieurs étages :

### a)-Trigger de Schmith :

Le trigger de Schmith produit un signal carré à front raide à partir d'un signal d'entrée à variation lente. Il fonctionne comme un comparateur à hystérésis.

Lorsque la tension d'entrée  $e(t)$  augmente, on a un basculement de la sortie à une tension de référence ( $U^{+ref.}$ ) et lorsque la tension  $e(t)$  diminue, la sortie bascule à une autre tension de référence ( $U^{ref.}$ )

On distingue généralement deux types de trigger :

\_inverseur.

\_non inverseur

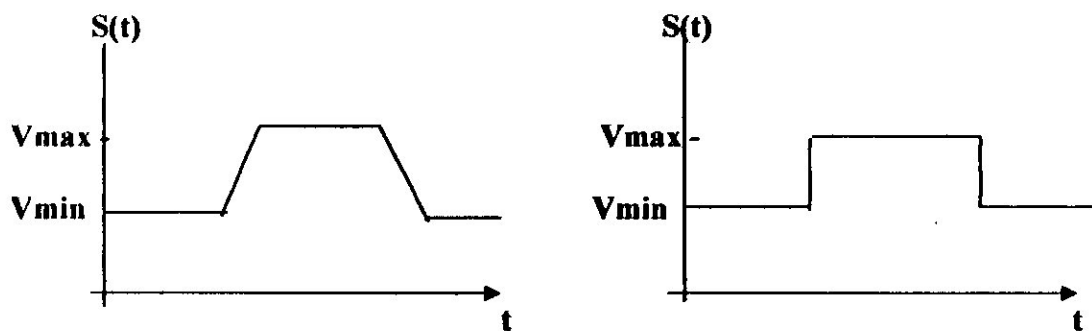


Figure.III-5 : La sortie du trigger de Schmith

### b)- Le monostable :

Dans notre réalisation on a besoin de deux monostables : le premier donne l'ordre au registres pour effectuer le décalage des informations après la mémorisation. Le deuxième permet la remise à zéro des compteurs.

### III.3-3- Circuit de conversion :

Pour la conversion on fait appel à plusieurs fonctions :

#### a)- La base de temps :

On utilise un circuit qui fournit des impulsions ayant une période :

$$T = 0.8 RC$$

La fréquence est donnée par la relation suivante :

$$F = 1/T$$

**b)- Les compteurs :**

Les compteurs sont des circuits électriques qui permettent le comptage d'impulsion. Le contenu passe d'une valeur binaire « n » à une autre valeur binaire « m » mais généralement un compteur permet le passage de la valeur « n » à la valeur « n+1 » qui s'effectue après une application d'une impulsion horloge. Dans notre réalisation les compteurs sont disposés en série.

**c)- Les registres :**

un registre est un élément dans lequel peut être organisée une information sous forme binaire, il est constitué d'un certain nombre de bascules en cascade.

Il fonctionne souvent avec les comparateurs car il a pour rôle de mémoriser les sorties de ses derniers.

**III.3-4- le décodage et l'affichage :**

Ces deux fonctions permettent de transformer les informations mémorisées dans les registres n un code décimal.

Généralement, les afficheurs utilisés sont des afficheurs BCD à sept segments.

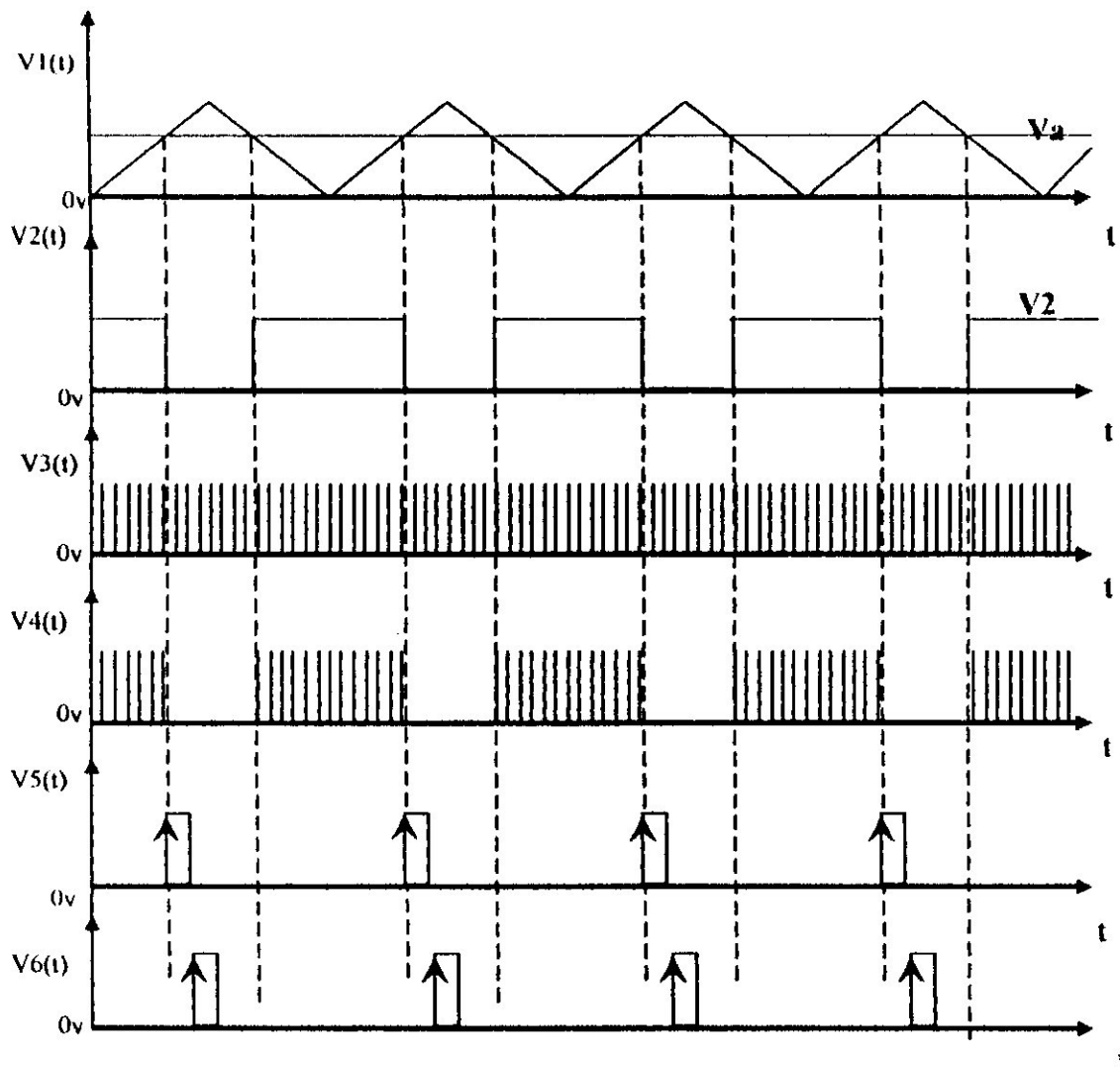


Figure.III-6 : Le diagramme des signaux

#### III.4- Le circuit électrique du montage :

##### III.4-1-Le générateur de dents de scies :

Normalement le signal de dents de scies est constitué des droites en pente mais à cause de l'absence d'un générateur de dents de scies idéal on utilise le NE555 qui génère un signal semblable qui a été efficace.

On a la fréquence donnée par la relation suivante :  $F=1/T$  et  $T=0,7.R.C$

Dans notre cas on veut obtenir une fréquence  $F=1$  Hz en donnant

$$R_1=150 \text{ K}\Omega \quad R_2=1 \text{ K}\Omega \quad \text{et} \quad C=4.7\mu\text{F}$$

L'amplitude de notre signal à rampe est comprise entre deux valeurs

$$V_{\min}=4\text{v} \quad \text{et} \quad V_{\max}=8$$

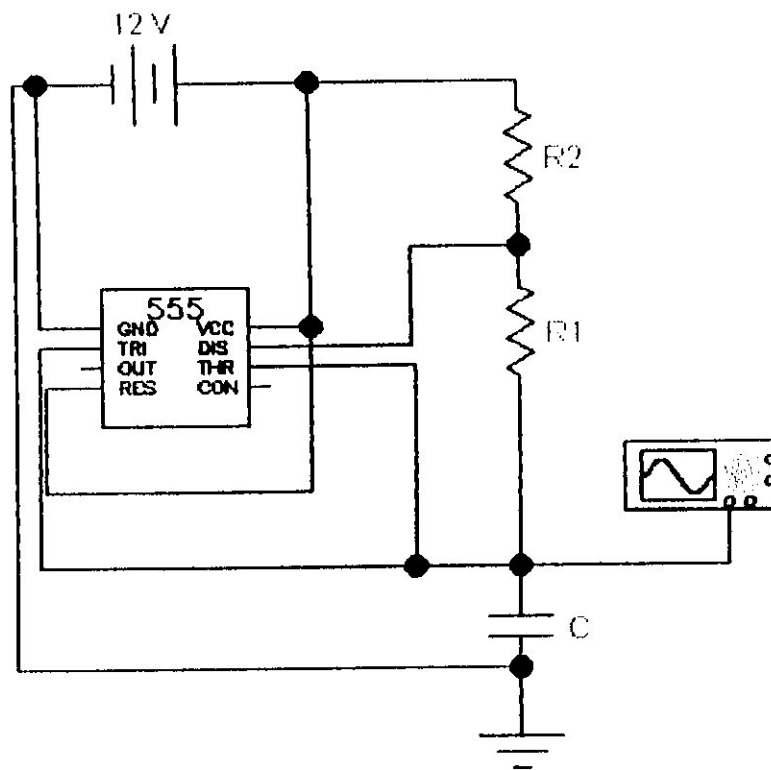


Figure.III-7 :Circuit de générateur de dents de scies

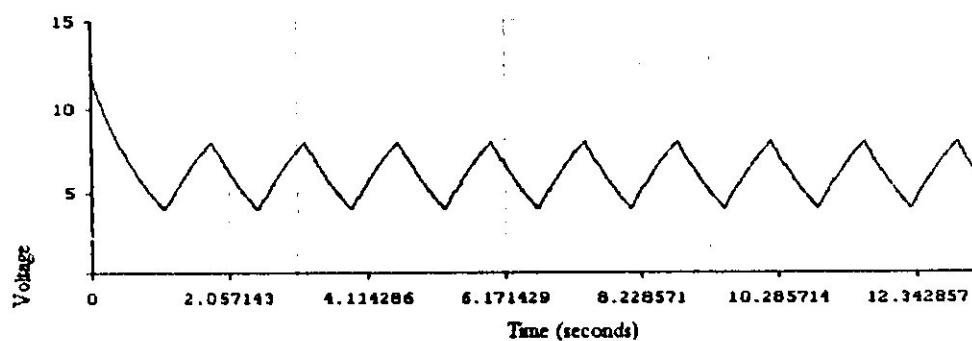
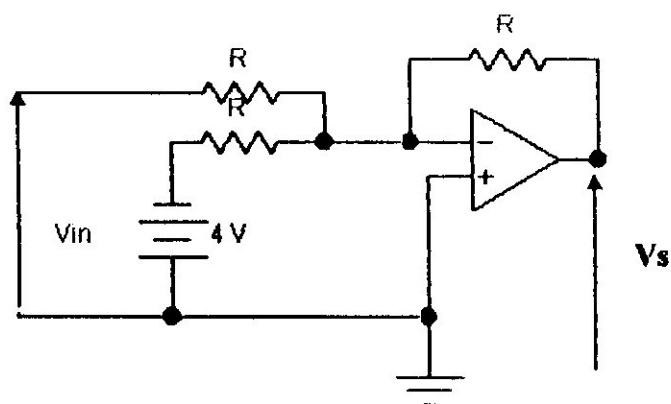


Figure.III-8 : courbe de sortie de générateur de dents de scies

- **L'additionneur :**

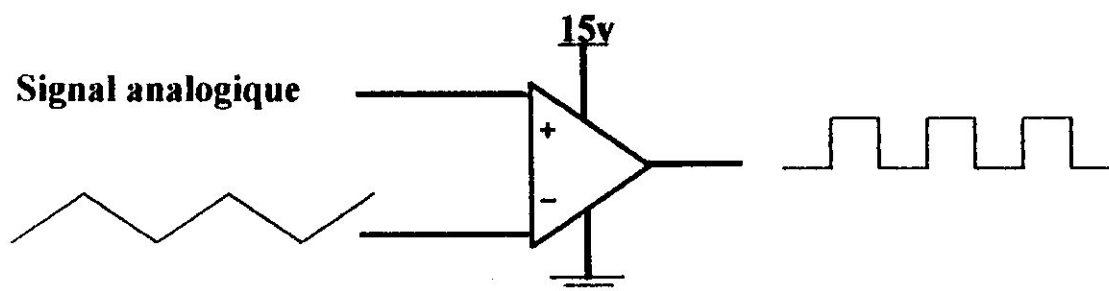
Le signal sortant du NE555 est margé entre 4 et 8v et nous avons un signal à convertir délivré par la sonde qui va de 0 à 3v, donc nous aurons besoin d'un additionneur qui ajoute les 4v a notre signal. On donne  $R=1\text{ k}\Omega$ .



**Figure.III-9 :L'additionneur**

#### III.4-2-Le comparateur :

Il a pour role de comparer le signal à rampe avec notre signal analogique pour obtenir à la sortie un signal carré dont la fréquence dépend de l'amplitude du signal analogique appliqué à l'entrée.



**Figure.III-10 : Le comparateur**

L'amplificateur opérationnel utilisé est de type LM324.

#### III.4-3-Le limiteur de sortie :

Il a pour but de fixer la tension de sortie à 5V et de l'inverser . pour cela on utilise Trigger de Schmith avec un circuit intégré de type SN7400.



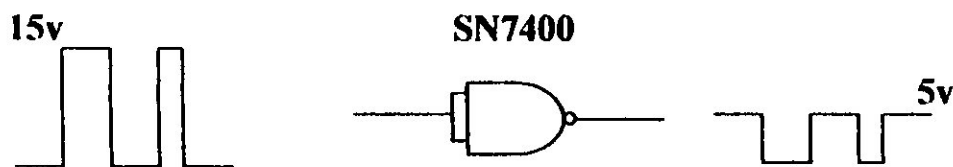


Figure.III-11 : Le limiteur de sortie

#### III.4-4-Le générateur d'impulsion :

Il produit des impulsions périodique  $T=Ln2.R.C$  du fréquence de 500 Hz

Pour  $T=0.002$  s on aura :  $R=100 \Omega$  et  $C=270$  nF

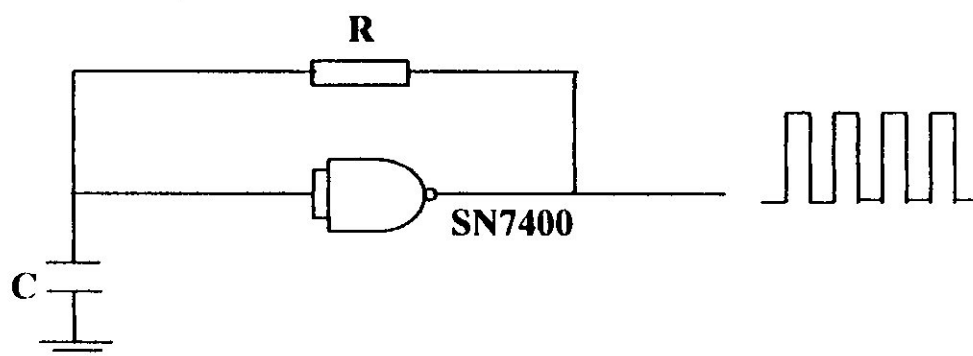


Figure.III-12: Le générateur des impulsions

#### III.4-5-Le multiplieur logique :

Comme sont nom l'indique, il permet la multiplication logique du signal du générateur d'impulsions avec celui de la sortie du limiteur. Ce qui donnera à la sortie le nombre d'impulsions qui correspond au vitesse de l'avion.

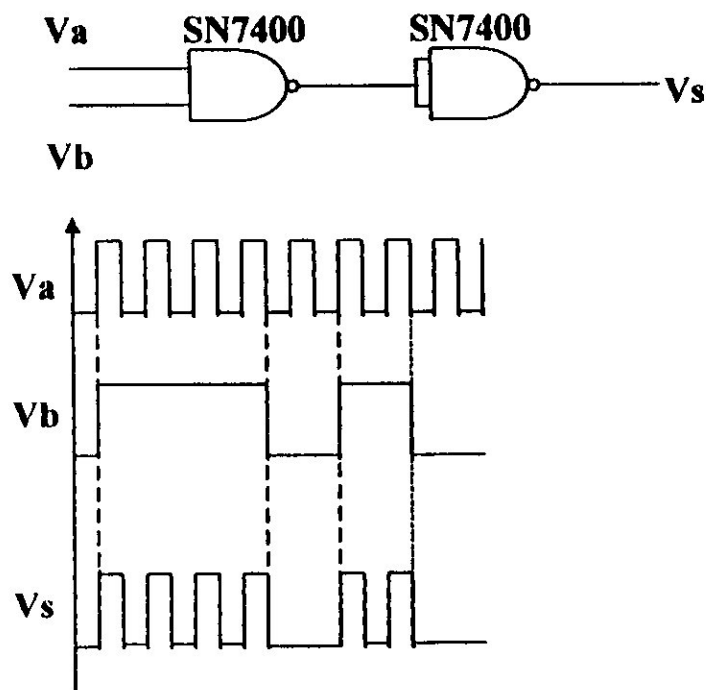


Figure.III-13 : Le multiplieur logique

**III.4-6-Le monostable :**

Le circuit intégré qu'on a utilisé est du type SN74123 qui contient deux monostables.(voir annexe).

Pour notre montage nous avons besoin de deux monostable

• **Le monostable N°1 :**

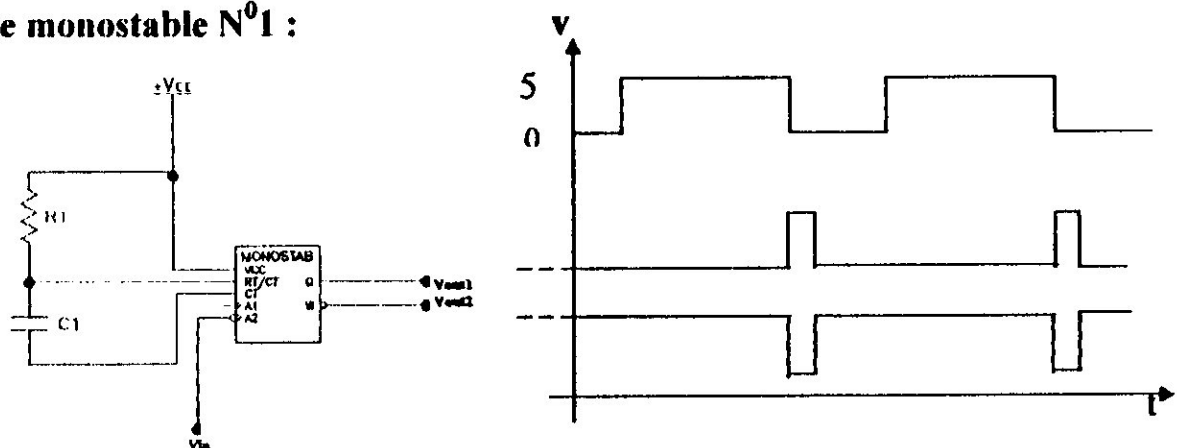


Figure.III-14 : Le monostable N°1

Lorsque ce monostable reçoit le signal du comparateur ; il produit une impulsion périodique de  $T=0.7RC=0.0044s$  ce qui nous donne :

$$R=1K\Omega \quad \text{et} \quad C=4.7\mu F$$

Cette impulsion donne l'ordre de décaler les données mémorisées dans le registre

• Le monostable N°2 :

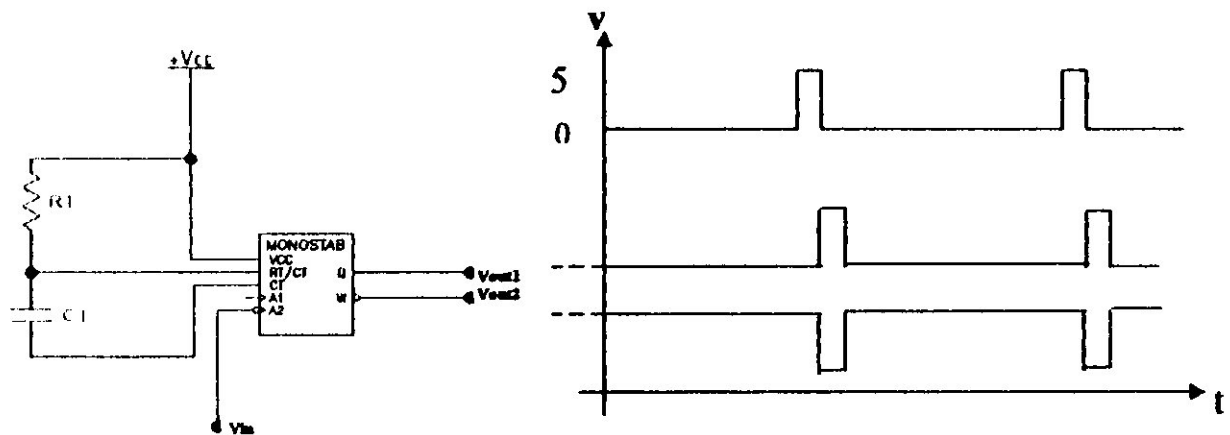


Figure.III-15 : Le monostable N°2

Dès qu'il reçoit le signal du monostable N°= 1 ; il produit une impulsion similaire au premier, mais celle-ci commande la remise à zéro des compteurs.

### III.4-7-Les compteurs :

On a utilisé trois compteurs binaires, pour afficher une vitesse de valeurs allant de 65 kt jusqu'à 375 kt.

Le clock qui commande ces compteurs est représenté par les séries d'impulsions issues du multiplieur.

Les compteurs utilisés sont du type : SN74190.

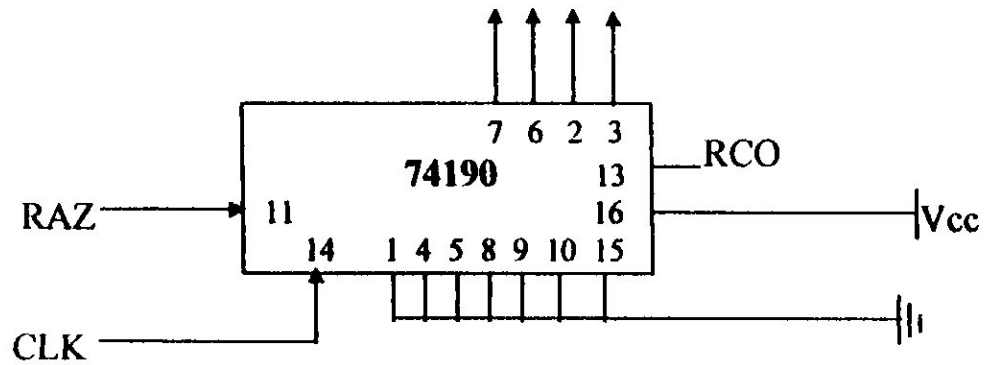


Figure.III-16 :Montage du comparateur

### III.4-8-Les registres :

Ils marchent en parallèle avec les compteurs .Après chaque opération effectué par ces derniers ,on doit mémoriser leur contenu pour que l'affichage soit stable.

Le registre utilise est du type SN74373.

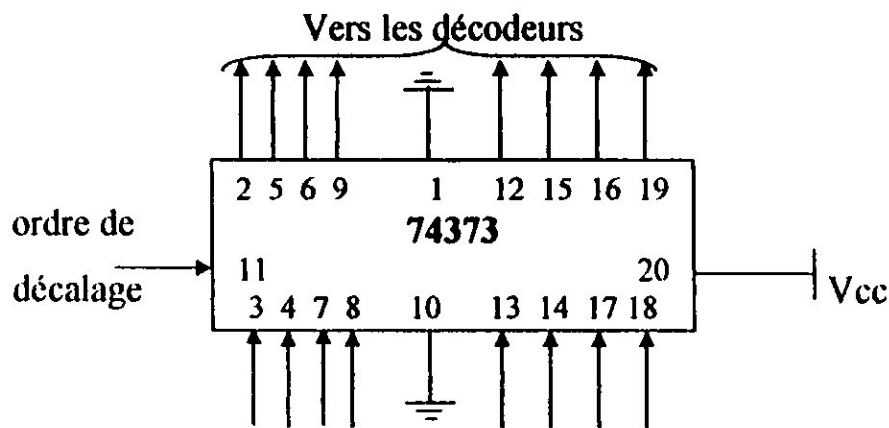


Figure.III-17 :Montage du registre

### III.4-9-Les décodeurs :

Leur rôle est de transformer les données binaires enregistrées dans le registre en données décimales affichable sur les pièces BCD (afficheurs).

Les décodeurs utilisés sont du types SN7447.

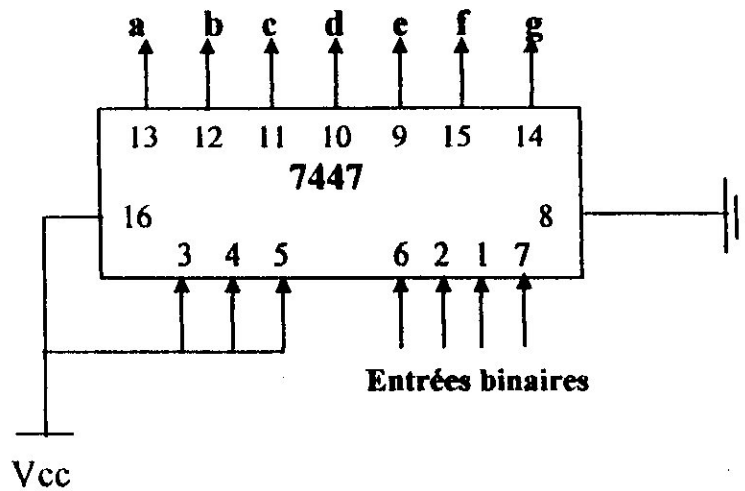


Figure.III-18: Montage du décodeur

D	C	B	A	
0	0	0	0	0
0	0	0	1	1
0	0	1	0	2
0	0	1	1	3
0	1	0	0	4
0	1	0	1	5
0	1	1	0	6
0	1	1	1	7
1	0	0	0	8
1	0	0	1	9

Tableau.III-2 : tableau logique de décodeur

**III.4-10-Les pièces d’affichage :**

Nous avons utilisé trois afficheurs décimaux à anode commune, permettant de visualiser la vitesse TAS de l’avion en kt (nœud),une led

lumineuse rouge s'allumera si la vitesse dépasse les 375 Kt. Ces pièces peuvent supporter un courant max de 30 mA.

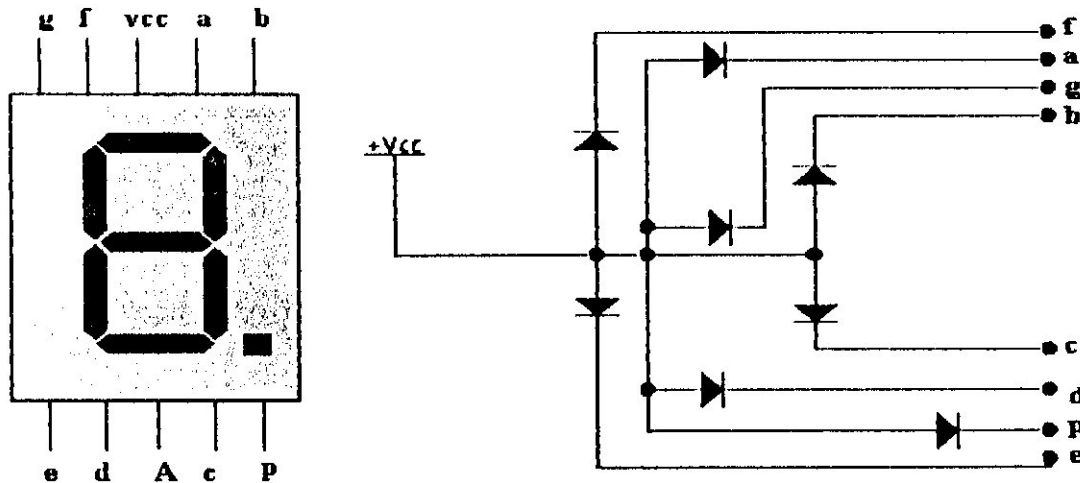


Figure.III-19 : Afficheur 7 segments

	a	b	c	d	e	f	g		a	b	c	d	e	f	g
0	0	0	0	0	0	0	1	5	0	1	0	0	1	0	0
1	1	0	0	1	1	1	1	0	1	1	0	0	0	0	0
2	0	0	1	0	0	1	0	1	0	0	0	1	1	1	1
3	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	1	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1	0	0

Tableau.III-3 :tableau logique de l'afficheur 7 segments

CONCLUSION

## **CONCLUSION :**

Le travail que nous avons effectué avait pour objectif l'étude et la réalisation d'un indicateur à affichage numérique, pour la mesure de la vitesse linéaire de l'avion .

L'objet voulu a été atteint, il nous a aidé à mieux comprendre la digitalisation.

Du point de vue manipulation, nous avons appris à mettre en œuvre les connaissances théoriques et pratique et distinguer la différence entre les deux voisins et ceci a été approfondis lors de l'utilisation des circuits digitaux.

Dans la réalisation de notre montage, néanmoins nous avons rencontré des difficultés d'ordre matériel (la sonde anémométrique, les composants digitaux,.....)

On souhaite que notre travail soit utile pour d'autres personnes qui désirent effectuer des améliorations au montage.

Quels que soient les manques qui existent dans ce travail, on peut considérer les opinions des lecteurs et leurs remarques comme des voies qui conduisent vert l'améliorations.



# ANNEXES

# Liste des composants

## ► Les résistances :

$R = R7 = 100 \Omega$

$R1 = 150 \text{ k}\Omega$

$R2 = R3 = R4 = R5 = R6 = R8 = R9 = 1 \text{ k}\Omega$

## ► Les condensateurs :

$C1 = C3 = C4 = 4.7 \mu\text{f}$

$C2 = 270 \text{ nf}$

## ► Les circuits intégrés

A1 : NE 555

(02) monostables A2 : SN74123

(02) registres : SN47373

(03) compteurs : SN74190

(03) décodeurs : SN7447

U4: LM324

U2A : SN7400

(02)circuits intégrés SN7408 pour : U3A , U18, U19, U20,U21,U23

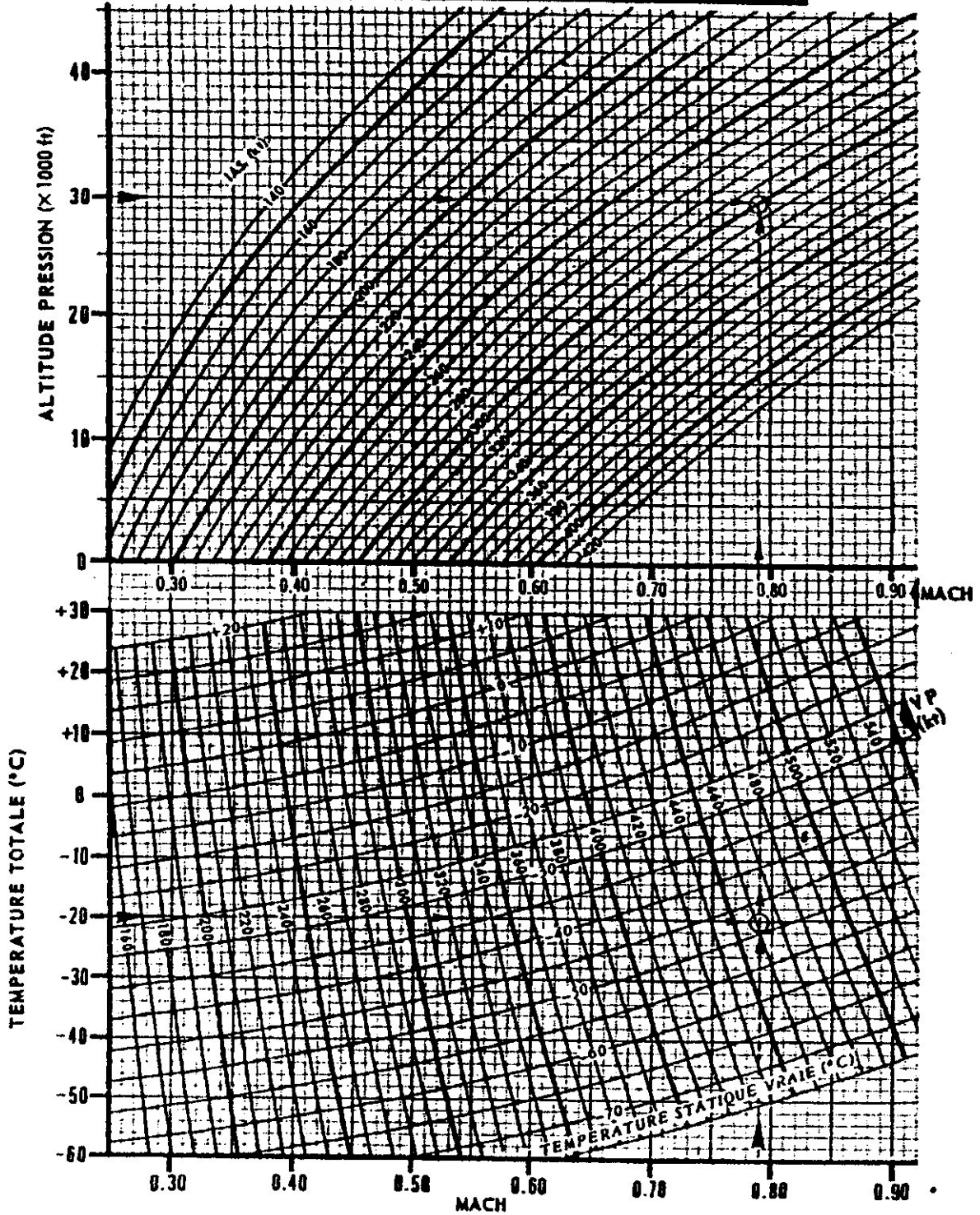
(01)circuit intégré SN7432 pour : U15,U22

## ► Les afficheurs

CA : afficheur 7 segments à anode commune (03 afficheurs)

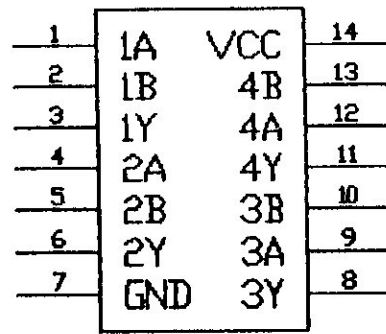
EXEMPLE

DONNEES		RESULTATS	
Altitude pression .....	30.000ft	IAS .....	300kt
Mach .....	0,790	Température statique vraie .....	-48° C
Température totale .....	-20° C	Vitesse propre .....	462kt



Abaque(Vv,M) = f(Z) en atmosphère standard

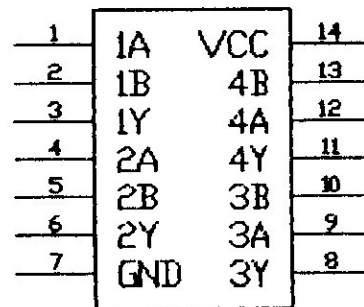
A	B	Y
0	0	0
0	1	0
1	0	0
1	1	1



7408

Tableau logique du 7408 (AND)

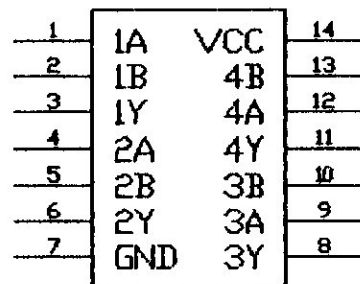
A	B	Y
0	0	0
0	1	1
1	0	1
1	1	1



7432

Tableau logique du 7432 (OR)

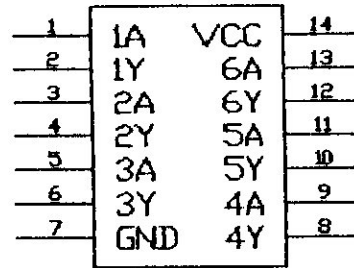
A	B	Y
0	0	1
0	1	1
1	0	1
1	1	0



7400

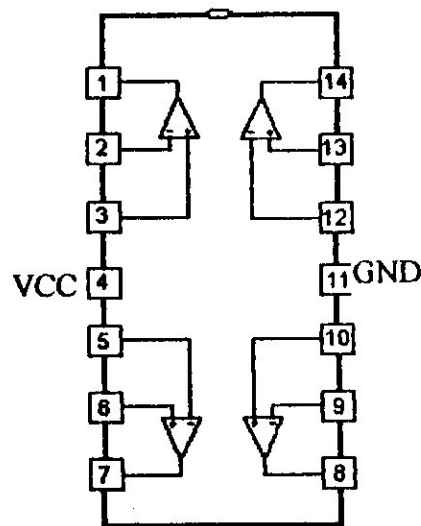
Tableau logique du 7400 (NAND)

A	Y
0	1
1	0

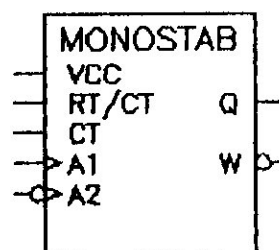


7404

Tableau logique du 7404 (NOT)

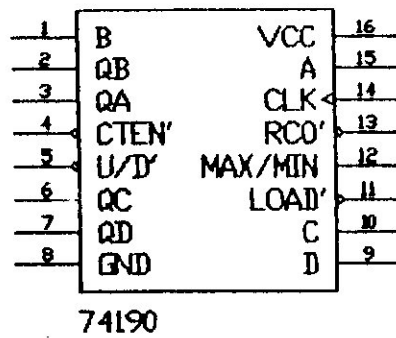


LM324

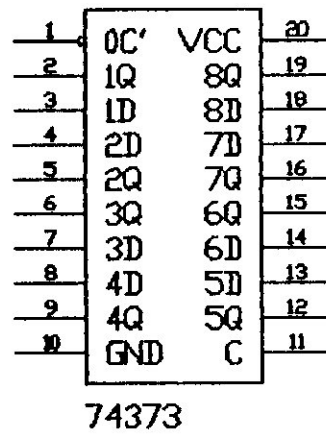


Le monostable

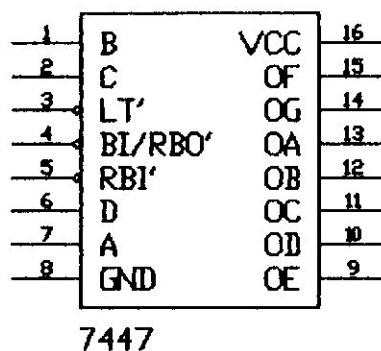
- Le compteur :

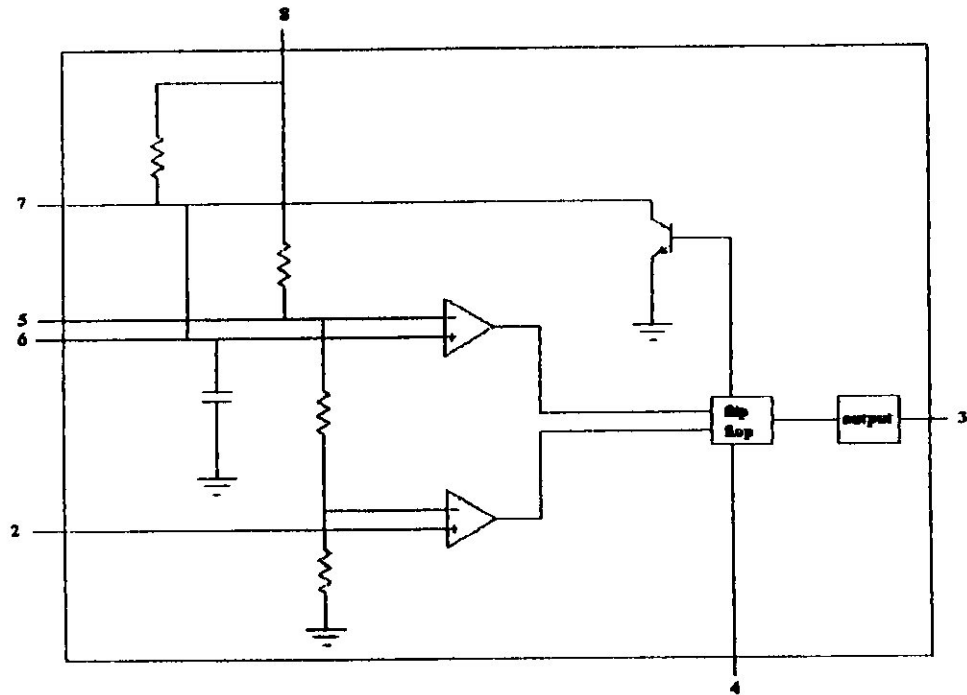
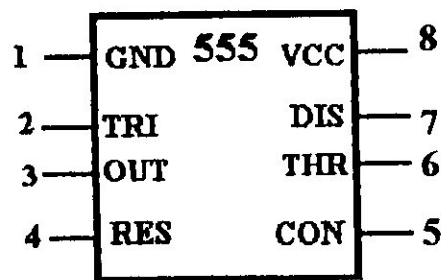


- Le registre :



- Le décodeur :





Tension d'alimentation : **4,5v – 16v**

Courant de sortie : **200mA**

Courant d'alimentation, sortie basse : **15mA**

Courant d'alimentation, sortie haute : **13mA**

## NE555

# Bibliographie

- Electronique pratique n° 55
- Mémo Tech –Data book..... BERNARD
- Equipments de bords (Tome 1)..... J. MERMOZ
- Thésés :
  - Etude et réalisation d'un indicateur digital du rapport de pressions moteur (2003-2004)
  - Etude et réalisation d'un indicateur digital de vitesse d'un avion (1999-2000)
  - Visualisation graphique des barres de tendances tangages et roulis à l'aide d'un PC (2000-2001)
- Sites Web :
  - [www.google.fr](http://www.google.fr)
  - [www.st.com](http://www.st.com)
  - [www.électronique pratique.com](http://www.électronique pratique.com)