

Alain Verdier

# Mécanique du vol





# Sommaire

Sommaire.....	3
Préambule.....	7
<b>I Première partie Performances .....</b>	<b>9</b>
I.1 Présentation de l'avion.....	11
I.1.1 Généralités .....	11
I.1.2. Quelques définitions .....	11
I.1.3. Commandes .....	14
I.1.4. Avions non classiques.....	15
I.1.5 Configuration.....	15
I.1.6 Hypothèses relatives à l'avion .....	15
I.2 Atmosphère standard.....	17
I.2.1 Mise en équation.....	17
I.2.2 Loi empirique de température.....	18
I.2.3 Mesure de l'altitude .....	22
I.2.4 Les calages altimétriques .....	23
I.2.5 La correction de température .....	24
I.3 Définition et mesure des vitesses .....	27
I.3.1 En subsonique.....	27
I.3.2 En supersonique.....	29
I.3.3 Les abaques de Chevalier .....	32
I.4 Rappels de mécanique.....	33
I.4.1 Notions de vitesse et d'accélération.....	33
I.4.2 Observateur en mouvement .....	34
I.4.3 Notion de centre d'inertie et de centre de gravité .....	35
I.4.4 Théorème du mouvement du centre d'inertie .....	36
I.4.5 Théorème du moment cinétique.....	36
I.4.6 Théorème de l'énergie cinétique.....	39
I.4.7 Notion de force d'inertie.....	40
I.4.8 Exemple d'application .....	40
I.4.9 Notion de facteur de charge .....	43
I.4.10 Mesure accélérométrique .....	44
I.5 Mécanique terrestre.....	47
I.6 Les repères utilisés en mécanique du vol.....	51
I.6.1 Les rotations planes .....	51

I.6.2 Repère terrestre .....	51
I.6.3 Repère normal terrestre .....	51
I.6.4 Repère normal terrestre porté par l'avion .....	52
I.6.5 Repère avion.....	52
I.6.6 Repère aérodynamique.....	52
I.6.7 Repère cinématique .....	52
I.6.8 Positions relatives des divers repères .....	53
I.6.9 Vitesses angulaire de rotation de l'avion autour de son centre d'inertie.....	60
<b>I.7 Forces appliquées à l'avion .....</b>	<b>63</b>
I.7.1 Forces de pesanteur .....	63
I.7.2 Forces de propulsion .....	63
I.7.3 Forces aérodynamiques .....	66
<b>I.8 Équations du vol.....</b>	<b>77</b>
I.8.1 Généralités .....	77
I.8.2 Equations du mouvement.....	78
I.8.3 Equations dans divers cas particuliers.....	79
<b>I.9 Etude détaillée du vol rectiligne stabilisé.....</b>	<b>83</b>
I.9.1 Courbe de poussée réacteur.....	84
I.9.2 Courbe de puissance moteur .....	85
I.9.3 Vitesse minimale de vol.....	87
I.9.4 Plafond de sustentation .....	88
I.9.5 Plafond de propulsion .....	88
I.9.6 Domaine de vol .....	91
I.9.7 Autonomie.....	92
I.9.8 Distance franchissable.....	95
I.9.9 Influence du vent.....	100
<b>I.10 La montée ou la descente stabilisées .....</b>	<b>103</b>
I.10.1 Notion de pente totale .....	103
I.10.2 Montée rectiligne uniforme.....	105
I.10.3 Descente rectiligne uniforme .....	108
I.10.4 Influence du vent.....	109
<b>I.11 Trajectoire optimale .....</b>	<b>111</b>
<b>I.12 La ressource.....</b>	<b>113</b>
<b>I.13 Vol en virage .....</b>	<b>115</b>
I.13.1 Virage en palier stabilisé.....	115
I.13.2 Virage en montée ou en descente.....	116
I.13.3 Limite de manœuvre .....	117
I.13.4 Marge de manœuvre.....	118
I.13.5 Performances en virage.....	118
<b>I.14 Décollage et atterrissage.....</b>	<b>121</b>
I.14.1 Décollage.....	121
I.14.2 Atterrissage .....	127
<b>I.15 Les gradients de vent.....</b>	<b>129</b>
<b>II Deuxième partie : Qualités de vol .....</b>	<b>133</b>
<b>II.1 Équations générales du mouvement.....</b>	<b>135</b>

II.1.1 Coefficients aérodynamiques latéraux.....	135
II.1.2 Phénomènes in stationnaires.....	143
II.1.3 Equations générales du mouvement du centre d'inertie (vent nul) .....	144
II.1.4 Equations générales du mouvement autour du centre d'inertie .....	146
II.1.5 Expression des différentes forces et moments.....	146
II.1.6 Relations entre les différents angles .....	147
II.1.7 Résolution.....	147
II.2 Étude de différents cas de vols stabilisés.....	149
II.2.1 Virage dérapé à altitude constante.....	149
II.2.2 Virage sans dérapage à altitude constante. ....	154
II.2.3 Virage à altitude constante, une commande latérale en position neutre.....	158
II.2.4 Virage à altitude constante avec du dérapage intérieur ou extérieur .....	162
II.2.5 Panne d'un moteur sur un multi moteurs.....	165
II.3 Études des petits mouvements autour du vol en palier stabilisé.....	171
II.3.1 Rappels relatifs aux mouvements amortis ou périodiques .....	171
II.3.2 Equations à l'équilibre en palier stabilisé.....	173
II.3.3 Equations des petits mouvements.....	173
II.3.4 Mouvement longitudinal. ....	180
II.3.5 Trajectoire stabilisée suite à un échelon de commande.....	190
II.3.6 Mouvement latéral.....	196
II.4 Influence du facteur de charge sur les petits mouvements .....	203
II.5 Amélioration des qualités de vol .....	205
II.5.1 Mouvement longitudinal. ....	205
II.5.2 Mouvement latéral.....	207
II.6 Régimes de vol non linéaires .....	209
II.6.1 Couplage gyroscopique .....	209
II.6.2 La vrille .....	215
Glossaire.....	219
Bibliographie .....	223
Annexe I Table d'atmosphère standard.....	225
Annexe II Abaques de Chevalier.....	229
Annexe III Notions sur les quaternions .....	231
Annexe IV Facteur de charge stabilisé – petits mouvements.....	241



## Préambule

Ce cours de mécanique du vol s'adresse à des élèves ingénieurs qui se destinent à une carrière dans l'aéronautique. Il peut aussi constituer un aide mémoire utile pour des ingénieurs en activité.

Il vise à faire saisir les contraintes physiques qui régissent l'utilisation et le pilotage des avions.

A partir d'une approche traditionnelle relativement simple, les notions de base relatives aux performances et aux qualités de vol des avions sont présentées. Durant le cours, les connaissances acquises sont appliquées à des problèmes classiques (virage, montée en temps minimum, manœuvre). Les méthodes d'approche de ces problèmes (échelles de temps, optimisation de trajectoire, modélisation des petits mouvements) sont présentées.

Le but est double. D'une part il est de donner des idées simples sur le fonctionnement et l'utilisation des avions. D'autre part de permettre d'appréhender les enjeux actuels des développements en mécanique du vol et leur incidence sur l'architecture et l'emploi des avions.

S'adressant plus particulièrement à de futurs ingénieurs, ce cours s'efforce de décrire le plus concrètement possible les phénomènes en jeux et pose les bases mathématiques qui permettent de résoudre de façon précise tous les problèmes qui peuvent se poser en mécanique du vol des avions.

Des solutions analytiques à des problèmes classiques sont proposées (distance maximum franchissable, pente de montée maximum, etc.). Dans la plupart des cas, elles sont possibles moyennant un certain nombre d'hypothèses simplificatrices dont il faudra s'assurer de la validité si on veut traiter des cas précis.

Traditionnellement ce cours est divisé en deux grandes parties qui traitent respectivement :

- Des performances ;
- Des qualités de vol.



**I**  
**Première partie**

**Performances**

EXTRAIT



# I.1 Présentation de l'avion

## I.1.1 Généralités

L'avion classique est constitué du fuselage, sur lequel sont fixés :

- une aile, surface porteuse principale ;
- un empennage horizontal et un empennage vertical (ou dérive).

Le fuselage contient le cockpit, la soute où sont transportées la charge utile et une partie du carburant. Dans la charge on inclut les passagers.

L'aile, composée de deux voilures<sup>1</sup> symétriques par rapport à l'axe du fuselage, est caractérisée par sa forme, son profil aérodynamique, sa flèche et son dièdre. Elle contient souvent une grande partie du carburant, et peut emporter des charges externes sous voilures.

L'empennage horizontal, situé en général à l'arrière, assure l'équilibre de l'avion.

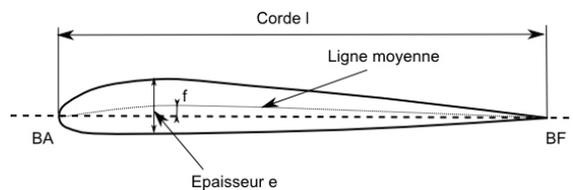
L'empennage vertical ou dérive assure la stabilité latérale ou de route de l'appareil. Il est parfois double.

## I.1.2. Quelques définitions

Corde du profil :  $l$  = longueur entre le bord d'attaque BA et le bord de fuite BF.

Épaisseur relative :  $e/l$  = épaisseur maximale du profil rapporté à la corde exprimée en pourcent.

Suivant le type d'avion elle se situe entre 3 et 15 %. Les ailes à faible épaisseur relative sont réservées aux avions supersoniques car elles réduisent la traînée d'onde. Elles sont peu performantes aux basses vitesses. Par ailleurs, une aile à faible épaisseur relative, tous paramètres égaux par ailleurs, sera plus lourde qu'une aile normale pour conserver les mêmes caractéristiques de résistance structurale.



<sup>1</sup> Il existe une ambiguïté dans les ouvrages sur la définition des termes aile et voilure. Dans le présent ouvrage, on désigne par « aile » les deux surfaces symétriques de part et d'autre de l'avion et par « voilure » la surface d'un seul côté, voilure droite, voilure gauche.

En fonction de la forme de l'aile, la longueur de la corde varie suivant la position en envergure. On distingue donc la corde d'emplanture et la corde de saumon ou d'extrémité  $l_e$ .

L'effilement est le rapport de ces deux longueurs

$$\varepsilon = \frac{l_e}{l}$$

L'effilement présente un intérêt aérodynamique en optimisant la répartition de la portance suivant l'envergure de façon à réduire la traînée. Au plan structural il diminue les moments de flexions près du fuselage.

L'envergure de l'avion est la distance entre les deux cordes d'extrémités. On note habituellement « b » la demi-envergure.

La flèche est l'angle entre une perpendiculaire au fuselage et le bord d'attaque ou le bord de fuite. La flèche a pour but d'améliorer l'efficacité de l'aile en transsonique et en supersonique.

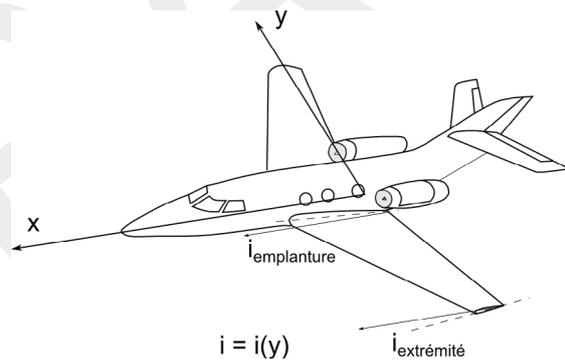
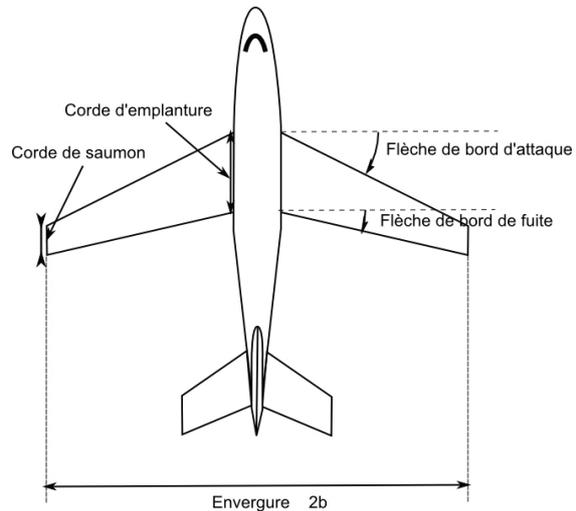
Le vrillage d'une aile consiste à faire varier l'angle des profils ( $i$ ) suivant l'envergure. Le vrillage est positif si l'angle augmente avec l'envergure. Un peu comme l'effilement cela permet d'optimiser la répartition de la portance suivant l'envergure.

Un vrillage négatif présente l'intérêt de faire apparaître l'incidence de décrochage d'abord à l'emplanture de l'aile. Les gouvernes permettant le contrôle de l'avion en roulis étant à l'extrémité de l'aile conservent ainsi une bonne efficacité.

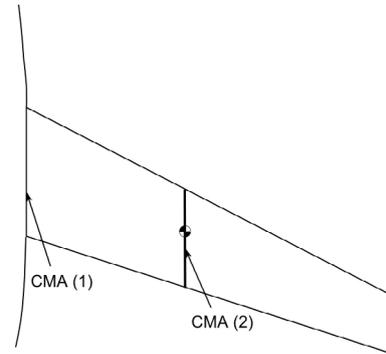
Le calage d'une aile ou d'un empennage est l'angle entre la corde du profil de l'aile ou de l'empennage à l'emplanture et la référence longitudinale du fuselage. En général le calage de l'aile est déterminé de telle sorte que dans les conditions de croisière le fuselage soit horizontal ou présente un cabrage de 1 ou 2 ° pour que les passagers n'aient pas la sensation d'une cabine en pente. L'empennage présente un calage tel que dans les mêmes conditions de vol la gouverne de profondeur soit le plus possible dans le prolongement du profil de l'empennage (braquage nul ou très faible).

Le dièdre ( $d$ ) est l'angle entre le plan de l'aile et un plan horizontal. Un dièdre positif se traduit par une extrémité de l'aile plus haute que l'emplanture. On verra dans la partie qualité de vol les raisons de la présence ou non d'un dièdre.

On peut aussi noter la position en hauteur de l'aile par rapport au fuselage. On distingue donc les avions à aile haute, médiane ou basse. Cette position résulte le plus souvent de conditions particulières d'utilisation de l'avion ou en raison de la configuration (Aile haute pour des avions devant se poser sur des terrains sommairement aménagés ou pour des avions équipés de moteurs à hélices placés sur l'aile).



Pour une aile on définit la corde de référence notée « l » qui selon les constructeurs est la corde d'emplanture (1) ou la corde située au centre de gravité de la forme en plan d'une demie aile (2). Cette corde de référence est aussi appelée : corde moyenne aérodynamique (CMA).

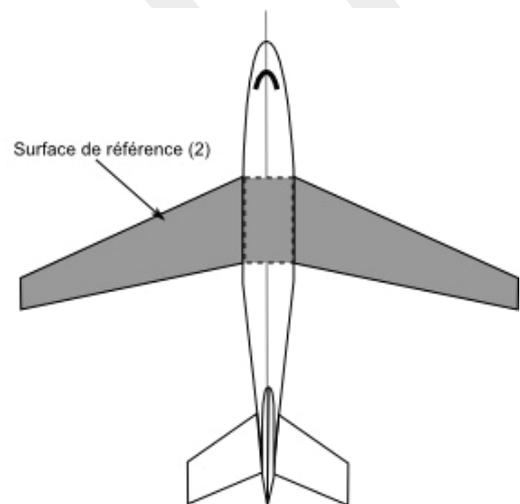
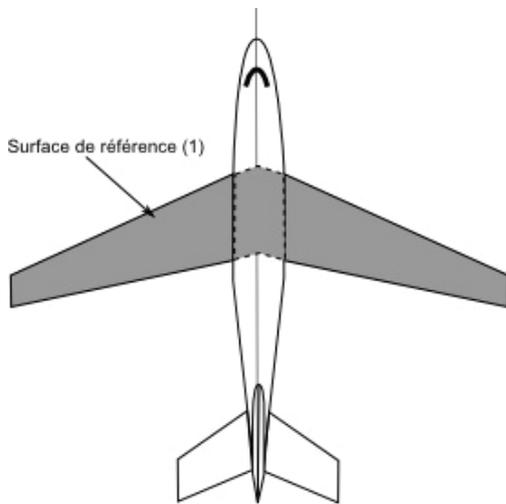


On utilise aussi la surface de référence qui est la surface en plan de l'aile prolongée dans le fuselage.

Suivant les constructeurs il y a deux définitions.

On prolonge le bord d'attaque et le bord de fuite dans le fuselage (1).

On rejoint les bords d'attaque et les bords de fuite perpendiculairement à l'axe du fuselage (2)



La première définition est la plus généralement utilisée.

L'allongement d'un avion est le coefficient :  $\lambda = \frac{4 \cdot b^2}{S}$

Où b est la demi-envergure de l'avion et S la surface de référence.

Pour une aile rectangulaire, l'allongement est aussi le rapport de l'envergure et de la corde.

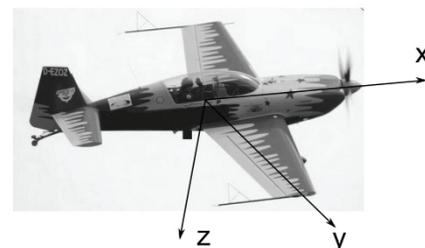
Plus l'allongement est élevé plus l'envergure de l'aile est grande devant la corde.

Les planeurs ont un grand allongement ainsi que les avions subsoniques volant à très haute altitude, contrairement aux avions militaires destinés aux très grandes vitesses.

L'effilement et la CMA d'un avion sont définis à partir de l'aile de référence qui sont donc légèrement différents de ceux de l'aile « construite ».

Pour définir le mouvement de l'avion autour de son centre d'inertie on utilise trois axes particuliers :

- Axe de roulis (x)
- Axe de tangage (y)
- Axe de lacet (z)



Les paramètres concernant l'axe de roulis seront indiqués par la lettre « l », ceux relatifs au tangage par la lettre « m » et ceux relatifs au lacet par la lettre « n ».

### I.1.3. Commandes

Le pilote contrôle au manche la profondeur, ou le mouvement en tangage de l'avion, par une action en avant ou en arrière sur le manche. Le contrôle du gauchissement ou du mouvement en roulis se fait par une action à droite ou à gauche sur le manche. Ces actions agissent suivant le principe « L'avion tend à rester perpendiculaire au manche ».

La profondeur agit par déplacement soit de l'empennage horizontal autour d'un axe traversant le fuselage dans le cas d'un empennage monobloc, soit par le braquage symétrique de volets situés en bord de fuite de l'empennage.

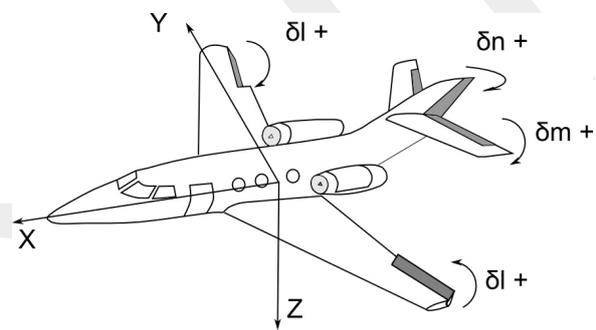
Le gauchissement est obtenu par le braquage dissymétrique des ailerons situés en extrémité de bord de fuite de l'aile ou par la sortie d'un spoiler sur la voilure descendante. Il faut noter que, sur certains gros avions, Airbus par exemple, il existe des ailerons grande vitesse situés à proximité de l'emplanture de l'aile, destinés à diminuer les efforts en torsion sur les voilures.

A l'aide du palonnier, le pilote contrôle le lacet en agissant sur la gouverne de direction, située au bord de fuite de la dérive.

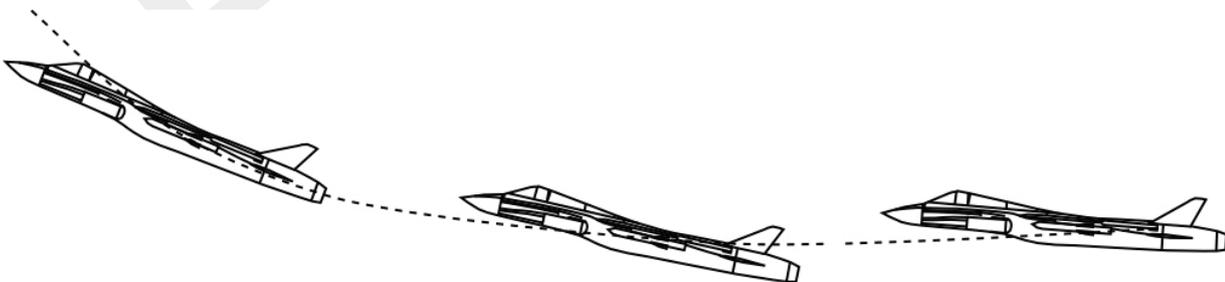
Le braquage de la gouverne de profondeur (tangage) est appelé  $\delta m$ . Le sens positif correspond à un mouvement de rotation de cette gouverne pris dans le sens positif de l'axe y en considérant une gouverne sur un empennage arrière. Un braquage positif va donc provoquer un mouvement de piquer de l'avion.

Le braquage de la gouverne de gauchissement (roulis) est appelé  $\delta l$ . Le sens positif correspond à un mouvement de rotation de l'aileron droit pris dans le sens positif de l'axe y. Un braquage positif à donc pour effet d'incliner l'avion vers la gauche.

Le braquage de la gouverne de direction (lacet) est appelé  $\delta n$ . Le sens positif correspond à un mouvement de rotation du drapeau dans le sens positif de l'axe z. Un braquage positif aura donc pour effet de faire partir le nez de l'avion vers la gauche.



Pour ces trois gouvernes, il convient de noter que le pilote n'agit pas directement sur la trajectoire. En effet, une action sur une des commandes se traduit toujours par une variation des forces aérodynamiques. Celles-ci causeront des accélérations qui entraîneront à leur tour une courbure de la trajectoire.



Enfin, diverses autres commandes peuvent être utilisées, suivant les types d'avions :

- commande d'aérofreins,
- commande d'hypersustentation, par sortie des becs ou (et) des volets,
- commande de rentrée et de sortie du train pour les avions à trains rétractables.

## **I.1.4. Avions non classiques**

### ***I.1.4.1 Avion delta***

Ces avions n'ont qu'une aile en forme de delta plus ou moins allongée et pas d'empennage horizontal. Des ailerons, appelés ici élevons, situés au bord de fuite de l'aile assurent par braquage symétrique, la gouverne de profondeur, et par braquage différentiel, le gauchissement.

Compte tenu de la présence de ces élevons, hormis des becs de bord d'attaque, il ne peut pas y avoir d'autres dispositifs hypersustentateurs (volets de bord de fuite) sur ce type d'avion.



### ***I.1.4.2 Canard***

Une surface portante est alors placée devant l'aile. Elle peut être fixe ou flottante. Une surface fixe agit essentiellement par interaction avec l'aile dont elle améliore le comportement à grande incidence.

Une surface mobile assure la commande partielle ou totale en tangage. Elle est obtenue par variation de la portance de ce plan, dont l'avantage est d'être toujours porteur, à l'opposé de l'empennage classique qui, on le verra dans le cours sur la stabilité, est le plus souvent déporteur. Ceci se traduit par un meilleur rendement aérodynamique, mais présente des inconvénients au niveau du pilotage à l'arrondi en particulier.



Canards

### ***I.1.4.3 Autres***

On peut encore citer l'aile volante, dont les gouvernes fonctionnent sur un principe semblable à celles d'un avion delta, et l'U.L.M. pendulaire dont le pilotage s'effectue directement par déplacement de l'aile principale.

## **I.1.5 Configuration**

Un avion est caractérisé par sa configuration. C'est-à-dire par la position et la présence ou non de certaines parties mobiles qui définiront ses caractéristiques aérodynamiques, sa motorisation et son centrage. La configuration influe donc sur le comportement de l'avion, en particulier sur son équilibre statique et son pilotage dynamique. Parmi les éléments qui définissent la configuration, on peut citer :

- l'état rentré ou sorti du train, des becs ou des volets qui caractériseront la configuration « croisière », la configuration « approche » puis « atterrissage » ;
- le non fonctionnement d'un des propulseurs ;
- la présence de charges externes sur le fuselage ou les voilures, surtout pour les avions d'armes, dont l'influence sur les caractéristiques est très sensible.

## **I.1.6 Hypothèses relatives à l'avion**

L'avion sera supposé :

- de masse constante,  $(dm/dt)$  peut atteindre 2% de la masse totale par minute sur un chasseur avec la postcombustion (PC) en fonctionnement sur les moteurs. En revanche, pour un même

avion le chargement en carburant influera beaucoup sur les performances. Cette hypothèse sera abandonnée pour le calcul de la croisière,

- indéformable, le domaine d'étude de la dynamique des avions déformables est l'aéroélasticité,
- plan de symétrie, les limites de cette hypothèse sont évidentes :
  - avions « exotiques »,
  - configuration dissymétrique sur un avion de combat,
  - dissymétrie de propulsion due à une panne par exemple, (ces deux derniers cas seront abordés lors de l'étude de l'équilibre latéral, la dissymétrie sera introduite comme une action extérieure au système).

EXTRAIT

## I.2 Atmosphère standard

L'analyse des forces permettant le vol d'avion relève de la mécanique des fluides. Le fluide dans lequel évolue l'avion étant l'atmosphère, il est donc nécessaire de définir l'état de l'air en fonction de l'altitude de vol de l'avion. On va donc chercher des lois :

$$p = p(Z)$$

$$T = T(Z)$$

$$\rho = \rho(Z)$$

Ces lois ne peuvent être définies arbitrairement car l'atmosphère obéit à des contraintes physiques particulières.

### I.2.1 Mise en équation

L'air peut être considéré comme un gaz parfait :

$$\frac{p}{\rho} = r \cdot T \quad \text{avec } r = 287,053 \text{ J/kg} \cdot \text{K} \quad \text{et } \gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1,4$$

Par ailleurs l'air est soumis aux lois de la pesanteur.

On considère que l'accélération de la pesanteur est uniforme  $g = 9,80665 \text{ m/s}^2$

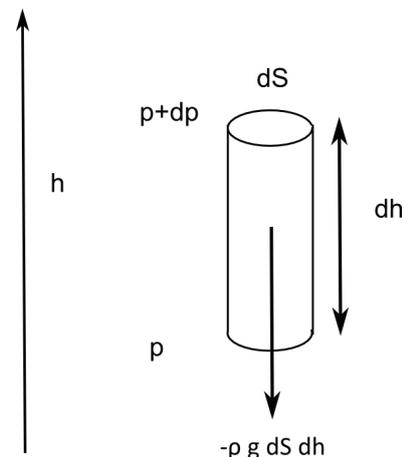
On doit écrire l'équilibre d'un petit volume d'air sous l'action d'un gradient de pression vertical et de la pesanteur. Par commodité, on choisit un volume cylindrique.

Les forces qui s'appliquent à cet élément sont :

Le poids  $-\rho \cdot dS \cdot dh \cdot g$

Les forces de pression au-dessous et au-dessus du cylindre  $p \cdot dS$  et  $-(p + dp) \cdot dS$

Les forces de pression autour du cylindre compte tenu de la symétrie s'annulent.



Donc

$$\rho \cdot dS \cdot dh \cdot g + p \cdot dS - (p + dp) \cdot dS = 0$$

$$dp = -\rho \cdot g \cdot dh \quad \text{relation de Laplace.}$$

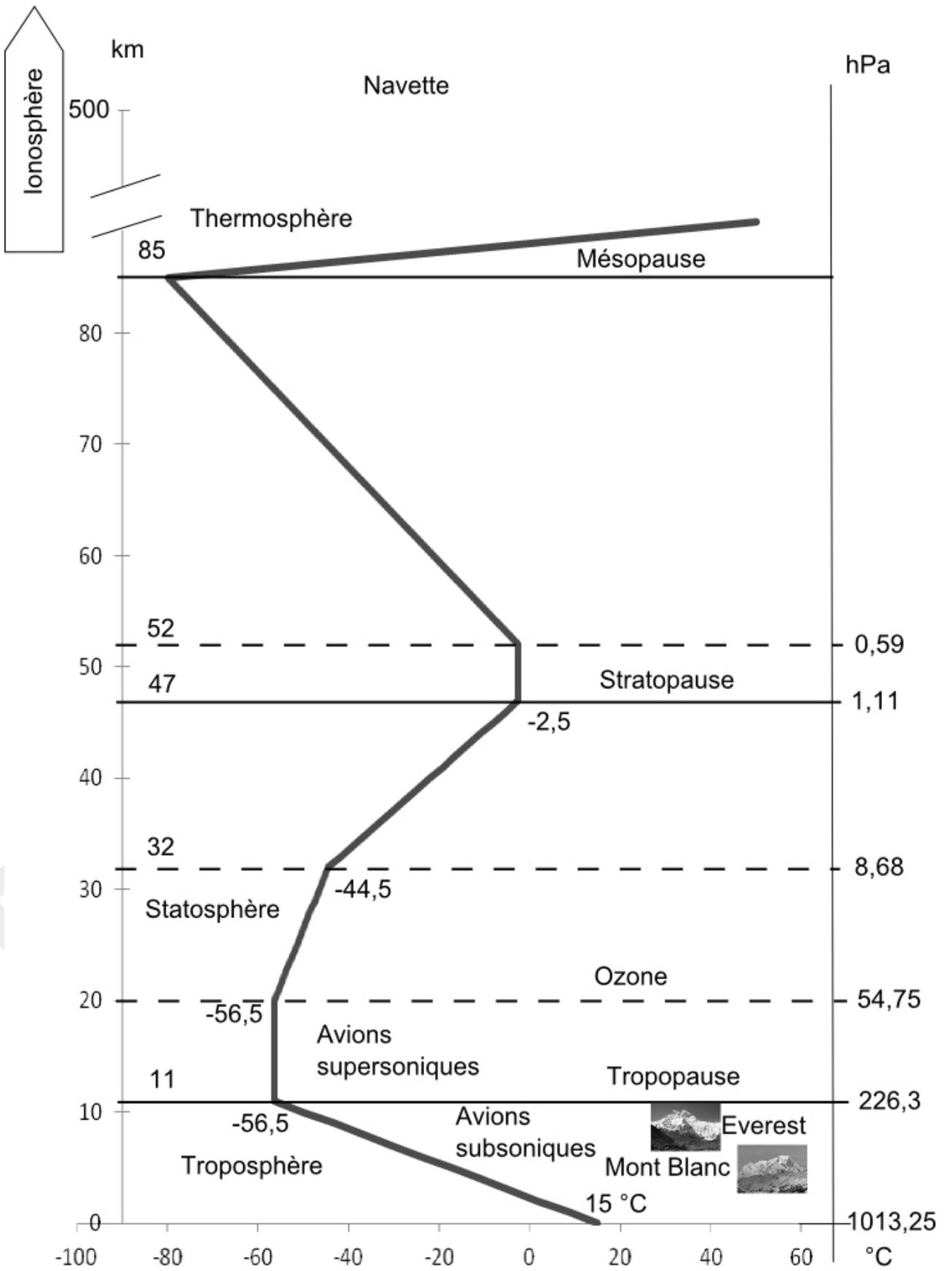
d'où

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{r} \frac{dh}{T(h)}$$

### I.2.2 Loi empirique de température

Il manque une relation pour résoudre le problème. Elle est obtenue en établissant la loi de variation de la température en fonction de l'altitude. En fait cette loi est essentiellement variable. Pour l'atmosphère standard on a fixé une loi moyenne résultant de mesures statistiques. Elle est la suivante :

$h = 0$	$T = 288,150 \text{ K}$	
$h < 11000 \text{ m}$	$T = -6,510^{-3} \cdot h + 288,150$	$-6,5 \text{ K par } 1000 \text{ m}$
$h = 11000 \text{ m}$	$T = 216,650 \text{ K}$	
$11000 \text{ m} < h < 20000 \text{ m}$	$T = 216,650 \text{ K}$	constante
$h = 20000 \text{ m}$	$T = 216,650 \text{ K}$	
$20000 \text{ m} < h < 32000 \text{ m}$	$T = 10^{-3} \cdot h + 196,650$	$+1 \text{ K par } 1000 \text{ m}$
$h = 32000 \text{ m}$	$T = 228,650^\circ \text{K}$	
$32000 \text{ m} < h < 47000 \text{ m}$	$T = 2,810^{-3} \cdot h + 139,05$	$+2,8 \text{ K par } 1000 \text{ m}$
$h = 47000 \text{ m}$	$T = 270,650 \text{ K}$	
$47000 \text{ m} < h < 52000 \text{ m}$	$T = 270,650 \text{ K}$	constante
$h = 52000 \text{ m}$	$T = 270,650 \text{ K}$	



La loi de variation de la température est donc de la forme  $T = a \cdot h + b$  ; « a » pouvant être nul.  
Donc

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{r} \frac{dh}{T(h)} = -\frac{g}{r} \frac{dh}{(a \cdot h + b)}$$

Il faut distinguer deux cas pour intégrer cette équation différentielle :

– Si « a » est différent de zéro

$$\text{Ln}\left(\frac{p}{p_0}\right) = -\frac{g}{a \cdot r} \text{Ln}\left(\frac{a \cdot h + b}{a \cdot h_0 + b}\right)$$

$$p = p_0 \cdot \left(\frac{a \cdot h + b}{a \cdot h_0 + b}\right)^{-\frac{g}{a \cdot r}}$$

– Si « a » égale zéro.

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{r} \frac{dh}{T(h)} = -\frac{g}{r} \frac{dh}{b}$$

$$\text{Ln}\left(\frac{p}{p_0}\right) = -\frac{g}{b \cdot r} (h - h_0)$$

$$p = p_0 \cdot e^{-\frac{g}{b \cdot r} (h - h_0)}$$

En prenant :  $g = 9,80665 \text{ m/s}^2$  ;  $r = 287,053 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$

Dans ces conditions, la loi reliant pression et altitude est la suivante :

$h = 0$	$p = 101325 \text{ Pa}$
$h < 11000 \text{ m}$	$p = 101325 \cdot (1 - 22,5576956 \cdot 10^{-6} \cdot h)^{5,2558774}$
$h = 11000 \text{ m}$	$p = 22632 \text{ Pa}$
$11000 \text{ m} < h < 20000 \text{ m}$	$p = 22632 \cdot e^{-157,688453 \cdot 10^{-6} \cdot (h - 11000)}$
$h = 20000 \text{ m}$	$p = 5474,9 \text{ Pa}$
$20000 \text{ m} < h < 32000 \text{ m}$	$p = 5474,9 \cdot [1 + 4,615739710^{-6} \cdot (h - 20000)]^{-34,1632033}$
$h = 32000 \text{ m}$	$p = 868,018 \text{ Pa}$
$32000 \text{ m} < h < 47000 \text{ m}$	$p = 868,018 \cdot [1 + 12,2457905 \cdot 10^{-6} \cdot (h - 32000)]^{-12,201144}$
$h = 47000 \text{ m}$	$p = 110,91 \text{ Pa}$
$47000 \text{ m} < h < 52000 \text{ m}$	$p = 110,91 \cdot e^{-126,226504 \cdot 10^{-6} \cdot (h - 47000)}$
$h = 52000 \text{ m}$	$p = 59,00 \text{ Pa}$