### LETTRES GRECQUES

Appellation	Imprimerie		Appellation	Imprimerie	
Alpha	α	Α	Nu	ν	N
Bêta	β	В	Xi	ξ	Ξ
Gamma	γ	Γ	Omicron	O	0
Delta	δ	Δ	Pi	π	П
Epsilon	3	Е	Rhô	ρ	Р
Dzêta	ζ	Z	Sigma	σ	Σ
Kta	η	Н	Tau	τ	Т
Thêta	θ	Θ	Upsilon	υ	Υ
iota	l	I	Phi	ф	Ф
Карра	κ	K	Khi	χ	Χ
Lambda	λ	٨	Psi	Ψ	Ψ
Mu	μ	М	Oméga	ω	Ω

#### RAPPEL

## Au niveau de la mer :

$$Zp = 0$$
,  $P = 1013,25$  hPa ou 29,92 iHg  $t = +15$ °C ou 288°K  $\rho_o = 1,225$  kg/m<sup>3</sup>  $\frac{\Delta t}{\Delta z} = 6$ ° / 1000m ou 2° / 1000 ft

#### TEMPÉRATURE (t)

$$t = 15 - \frac{(FL \times 2)}{10} \pm (Std \text{ ou } ISA)$$

### MASSE VOLUMIQUE DE L'AIR $(\rho)$

Alto: 
$$\rho = 1,225 \, kg / m^3$$
  
Altz:  $\rho_z = \frac{m \, (masse)}{v \, (volume)}$ 

### PRESSION (P)

$$P = \frac{F (force)}{S(surface)}$$

## DENSITÉ DE L'AIR (O)

$$\sigma = \frac{\rho_Z}{\rho_0}$$

ou

$$\sigma = \frac{65,6-Z(en \, milliers \, de \, pieds)}{65,6+Z(en \, milliers \, de \, pieds)}$$

ou

$$\sigma = \frac{20 - Z(enkm)}{20 + Z(enkm)}$$

### PRESSION DYNAMIQUE (Pd)

$$Pd = \frac{1}{2} \rho V^2$$

*Pd* (énergie Cinétique) = *Pression totale – Pression statique* 

#### VITESSE DU SON (C)

$$c = \sqrt{\frac{dP}{d\rho}}$$

#### CALCUL DE LA VITESSE DU SON (C)

$$c = 20, 1\sqrt{T} \quad (en \text{ m/s})$$

$$c = 39\sqrt{T} \quad (en \text{ kt})$$

NB : La vitesse du son ne dépend que de la température.

#### Nombre de Mach (M)

Si 
$$V < c \rightarrow M < 1 \rightarrow Subsonique$$
  
Si  $V > c \rightarrow M > 1 \rightarrow Supersonique$   
Si  $V = 0 \rightarrow M = 1 \rightarrow Sonique$ 

#### ANÉMOMÉTRIE

Vi = Vitesse indiquée

Vic = Vitesse indiquée corrigée ou calibrée

Vc = Vitesse corrigée ou calibrée

 $V_E = Vitesse \'equivalente$ 

Vv = Vitesse vraie ou aérodynamique (V)

CORRECTION	COEFF	VITESSE	ANG
		Vi	IAS (Indicated Air Speed)
Instrumentale	+ ki	Vic = Vi + Ki	CIAS (Corrected Indicated Air Speed)
D'antenne	+ ka	Vc = Vic x ka	CAS (Calibrated Air Speed)
De pression	+ kp	VE = Vc x kp	EAS (Equivalent Air Speed)
De densité	/ Rac(σ)	$Vv = VE / Rac(\sigma)$	TAS (True Air Speed)

Note: On AJOUTE une correction et on SOUSTRAIT une erreur.

## Relations entre T, Vi M et Ps:

- En montée à Vi constant → M ↗, puisque Ps ↘
- A FL (Ps) et M constants → Vi est indépendante de la T.
- En descente à M constant → Vi →, puisque Ps →
- A Vi et M donnés, l'altitude de conjonction Vi / Mach (ou  $V_E$  / Mach) à lieu à une Zp donnée, indépendante de la température.

#### LES PROFILS

Profil biconvexe symétrique :

Utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.



Profil biconvexe dissymétrique

Les plus employés pour les ailes d'avions.



Profil convexe

Plus guère utilisé.



Profil creux

Plus guère utilisé sauf : aubes de turbine, dispositif de bord d'attaque.



# Profil à double courbure

Profils autostables, ailes volantes.

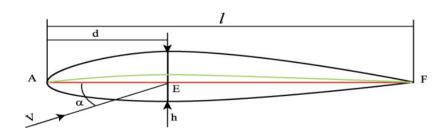


## Profil laminaire

Utilisés à grande vitesse.



# Références d'un profil:



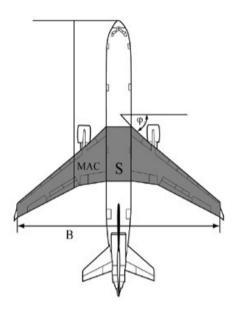
l : corde de profil (rouge) AF : ligne moyenne (vert)

α: angle d'incidence E: centre de poussée

V: vent relatif

H : épaisseur maximale

#### VOILURE - AILE



S : Surface de référence

B: Envergure

$$lm: Corde\ moyenne\ (MAC)$$
  $lm=\frac{S}{B}=\frac{Surface\ de\ r\'ef\'erence}{Envergure}$ 

$$\lambda$$
: Allongement

$$\lambda = \frac{B}{lm} = \frac{B^2}{S}$$

φ: Flèche

### RÉSULTANTE AÉRODYNAMIQUE (Ra)

$$Ra = \frac{1}{2} \rho V^2 S Cr$$

NB : Cr : Coefficient aérodynamique

### PORTANCE (Fz)

$$Fz = \frac{1}{2} \rho V^2 S Cz$$

### Coefficient de Portance (Cz)

$$Cz = \frac{2 Fz}{\rho V^2 S}$$

## TRAINÉÉ (Fx)

$$Fx = \frac{1}{2} \rho V^2 S Cx$$

### COEFFICIENT DE TRAÎNÉE (Cx)

$$Cx = \frac{2 Fx}{\rho V^2 S}$$

### DRIGINE DE LA TRAÎNÉE (FX)

En incompressible, Fx = Fx r + Fx f + Fx i

Fx r : Traînée de **forme** du profil Fx f : Traînée de **frottement** 

Fx i : Traînée induite

En incompressible, Cx = Cxp + Cxi

Coefficient de traînée de profil (Cx p)

$$Cx p = Cx r + Cx f$$

Cx r : Coefficient de traînée de forme du profil

Cx f : Coefficient de traînée de frottement

 $Cx p \nearrow si Cx r \nearrow et Cx f \nearrow$ 

 $Cx f \supseteq quand V \nearrow (donc quand \Re e \nearrow)$ 

## Coefficient de traînée induite (Cx i)

Conséquence des tourbillons marginaux et des tourbillons libres.

$$Cx i = \frac{Cz^2}{\pi \lambda}$$

 $Cx i \nearrow si Cz \nearrow et si \lambda \nearrow$ 

### EQUATION DE LA TRAÎNÉE (FX)

## La traînée de profil :

$$Fx p = \frac{1}{2} \rho V^2 S Cx p$$

## La traînée de induite :

$$Fx i = \frac{1}{2} \rho V^2 S Cx i$$

On sait que: 
$$Cx i = \frac{Cz^2}{\pi \lambda}$$

$$Fx i = \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{Cz^2}{\pi \lambda}$$

On sait que: 
$$Cz = \frac{2 Fz}{\rho V^2 S}$$

$$Cz^2 = \frac{4 Fz^2}{\rho^2 V^4 S^2}$$

Donc:

$$Fx i = \frac{1}{2} \rho V^{2} S \frac{\frac{4 Fz^{2}}{\rho^{2} V^{4} S^{2}}}{\pi \lambda}$$

$$Fx i = \frac{2 Fz^2}{\rho V^2 S \pi \lambda}$$

## La traînée de total:

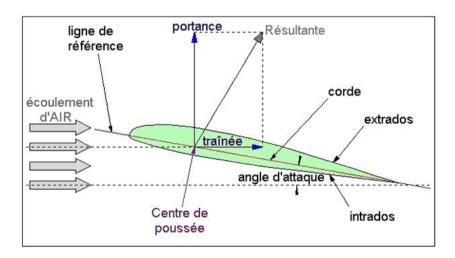
$$Fx = \frac{1}{2} \rho V^2 S Cx p + \frac{2 Fz^2}{\rho V^2 S \pi \lambda}$$

$$Fx = K V^2 + \frac{K'}{V^2}$$

En introduisant le nombre de Mach:

$$Fx = K M^2 + \frac{K'}{M^2}$$

On constate que la traînée minimale est obtenue pour Fx p = Fx i



### FINESSE (f)

Par définition la finesse 
$$f = \frac{Fz}{Fx} = \frac{Cz}{Cx} = tg \delta$$

Etant établi que la polaire peut être assimilée à une parabole d'équation :

$$Cx = a + b Cz^2$$
 avec  $a = Cx p$  et  $b = \frac{1}{\pi \lambda}$  (Cx induit)

A finesse maximale,

Coefficient de portance de f max : 
$$Cz = \sqrt{\frac{a}{b}}$$

Coefficient de traînée de f max : Cx = 2a

$$f max = \frac{1}{\sqrt{4 ab}}$$

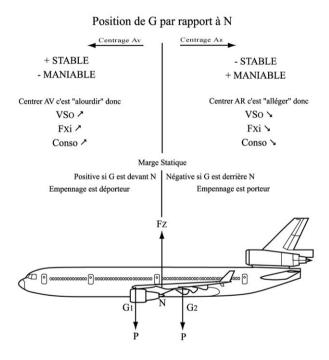
## AXES DE RÉFÉRENCE

Axe de tangage → Stabilité longitudinale → Gouverne de profondeur Axe de roulis → Stabilité latérale → Gouverne de gauchissement (ailerons)

Axe de lacet  $\rightarrow$  Stabilité de route ou de direction  $\rightarrow$  Gouverne de direction

#### STABILITÉ LONGITUDINALE

L'aile seule est stable qu'a condition d'avoir Cm0 > 0 C'est-à-dire d'être muni d'une seconde courbure. L'empennage horizontal, pour des raisons de stabilité sera déporteur. Dans le cas contraire l'avion est instable, mais pilotable automatiquement avec des commandes de vol électrohydrauliques informatisées (CAG).



# Effet du changement de configuration :

- Volets de bord de fuite : L'augmentation de Fz, en arrière de G, donnera naissance à un couple piqueur.
- Volets de bord d'attaque : L'augmentation de Fz, en avant de G déplacera le centre de poussée vers le bord d'attaque donnant naissance à un couple cabreur.

### Manoeuvrabilité – effort par g:

La manoeuvrabilité est la relation entre une cause (l'effort du pilote sur le manche), et l'effet obtenu : le facteur de charge en ressource.

L'effort par g ne doit être ni trop grand ni trop faible :

- Trop grand : l'effort à fournir par le pilote, lors d'un arrondi, peut l'amener à effectuer un atterrissage dur.
- Trop faible : Risque de dépassement du facteur de charge limite lors d'évolutions.

Si l'altitude augmente, l'effort diminue pour un même centrage et un même facteur de charge.

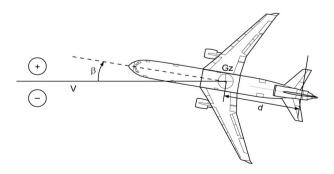
## Influence du nombre de Mach sur la position de F:

Le déplacement vers l'arrière de F ( ou N) avec le nombre de Mach provoquent des moments piqueurs qui diminuent la stabilité longitudinale. Ils seront compensés par :

- Le Mach TRIM (avion subsonique.)
- Transfert de carburant vers l'arrière (Concorde).

#### STABILITÉ STATIQUE TRANSVERSALE DE ROUTE

Le moment aérodynamique de lacet d'un avion est déterminé en soufflerie. Le dérapage  $\beta$  est l'angle formé par le vecteur vitesse et l'axe longitudinal de l'avion. Par convention  $\beta > 0$  si le vecteur vitesse est à gauche de l'avion.



Cn est le coefficient de moment en G.

$$Cn = \frac{2 N}{\rho S l V^2}$$

**Influence du fuselage :** En générale L est en avant de G, le fuselage a une action **déstabilisante**. Le fuselage est soumis à des forces aérodynamiques dont une composante Fy, appliquée au centre de poussée du fuselage L est impliquée dans la stabilité statique de route.

- L placé en avant de G : Le couple créé aura tendance à augmenter le dérapage  $\beta$ .
- L placé en arrière de G : L'effet sera stabilisant.

Influence de l'empennage vertical : L'empennage vertical a une action stabilisante

Influence du centrage : Un centrage arrière est déstabilisant.

*Influence de l'incidence :* Une forte incidence a une action déstabilisante.

Influence du braquage de la gouvernes : Le braquage de la gouverne modifie la position d'équilibre  $\beta$  : il translate la courbe.

Influence de la flèche de la voilure : Les voilures en flèches ont un effet stabilisant.

*Influence des moteurs :* action déstabilisante si les moteurs sont installés en avant de G.

### STABILITÉ STATIQUE TRANSVERSALE DE ROULIS

Un avion n'a pas de position d'équilibre stable en roulis. Il n'existe pas de force de rappel vers la position initiale, mais des forces de freinage. L'équilibre est indifférent.

Nous observons que l'aile descendante voit sa portance augmenter alors que la portance de l'aile opposée diminue.

En virage à droite :  $Fz_D > Fz_G$ 

## L'incidence est inférieure à a de Cz maxi :

$$\alpha_D > \alpha_G$$
  $\rightarrow$   $Fz_D > Fz_G$   $\rightarrow$  amortissement.

Pour une vitesse donnée, cet amortissement est proportionnel à la différence de Fz, donc proportionnel à  $K\rho$ : Si  $Zp \nearrow 1$ ,  $\rho \searrow 1$ , l'amortissement diminue avec l'altitude.

### L'incidence est supérieure à a de Cz maxi :

Si l'incidence sur l'aile descendante dépasse l'incidence de Cz maxi, l'aile va décrocher : C'est **l'autorotation**.

La tendance à l'autorotation sera plus marquée pour une aile droite qu'une aile delta.

Cl est le coefficient de moment de roulis.

$$Cl = \frac{2 L}{\rho S l V^2}$$

#### INDUCTION

Les mouvements autour d'un axe peuvent provoquer des mouvements autour d'un autre axe : c'est l'induction.

## Roulis induit par le lacet :

Supposons l'avion animé d'un mouvement de lacet à droite :

$$\overrightarrow{VD} = \overrightarrow{V} - \overrightarrow{V} \rightarrow l'$$
 aile recule  $\rightarrow Fz_D \searrow$   
 $\overrightarrow{VG} = \overrightarrow{V} + \overrightarrow{V} \rightarrow l'$  aile avance  $\rightarrow Fz_G \nearrow$ 

Cette différence de vitesse, donc de portance induit un mouvement de roulis à droite.

Un mouvement de lacet, induit un mouvement de roulis de même signe que le mouvement qui l'initie.

### Lacets induit par le roulis :

Supposons l'avion animé d'un mouvement de roulis à droite. L'incidence augmente sur l'aile droite qui descend et diminue sur l'aile gauche qui monte et nous avions :

 $F_{XD} > F_{XG}$ 

Un mouvement de roulis, induit un mouvement de lacet de même signe que le mouvement qui l'initie.

#### Lacets inverse:

Lors de la mise en virage à droite, à égalité de braquage, l'aileron gauche baissé traîne plus que l'aileron droit levé. Il s'en suit :

Un mouvement de lacet à gauche. L'aile montante va reculer, d'où son nom de lacet inverse, puisque contraire au sens du virage.

**Pour atténuer le lacet inverse :** aileron aile  $\supset$  > aileron aile  $\nearrow$  **Pour éliminer le lacet inverse :** sortie des spoilers sur l'aile descendante.

### Effet de dièdre :

Un dérapage peut conduire à la naissance d'un couple de roulis qui peut s'opposer au roulis induit. C'est **l'effet de dièdre**.

C'est l'opposition entre roulis induit et l'effet de dièdre qui caractérise une partir de la stabilité dynamique transversale.

Dérapage à droite → Roulis à gauche : effet de dièdre > 0

#### Influence du dièdre :

La variation d'incidence due à l'attaque oblique (dérapage à droite) est : Si  $\delta > 0$ - l'aile droite voit son incidence augmenter de  $\delta$ .  $\beta \rightarrow Fz \nearrow 1$ - l'aile gauche voit son incidence diminuer de  $\delta$ .  $\beta \rightarrow Fz \nearrow 1$ 

## Dérapage à droite → Roulis à gauche : effet de dièdre > 0

Si  $\delta < 0$ , les résultats sont inversés, puisque  $\delta$ .  $\beta$  est négatif : effet de dièdre négatif.

### Influence de la flèche :

L'aile droite monte Fz ↗ L'aile gauche descend Fz ↘

 $Fz_D > Fz_G$ 

Dérapage à droite → Roulis à gauche : effet de dièdre > 0

**6 % de flèche équivalent à 1° de dièdre géométrique**. Il est possible de construire des ailes à forte flèche avec un dièdre géométrique négatif. Une telle aile aura néanmoins un effet de dièdre positif.

### Influence de la dérive verticale :

# Dérapage à droite → Roulis à gauche : effet de dièdre > 0

A noter qu'une dérive ventrale, atténue l'effet de dièdre positif de l'empennage dorsal tout en augmentant la stabilité de route.

## Influence de la position de l'aile :

L'aile haute a un effet de dièdre positif.

L'aile basse a un effet de dièdre négatif.

### STABILITÉ DYNAMIQUE TRANSVERSALE

Du fait de l'induction, nous ne pouvons dissocier les stabilités dynamiques de route et en roulis puisque :

- Un mouvement de lacet induit un mouvement de roulis.
- Un mouvement de roulis induit un mouvement de lacet.

Nous pouvons cependant décomposer les mouvements en :

- Un mouvement transversal apériodique : le mouvement spirale.
- Un mouvement oscillatoire : l'oscillation de dérapage.

## Stabilité spirale :

Il peut y avoir antagonisme. Cas d'un dérapage à droite :

- Effet de dièdre engendre un roulis à gauche.
- Stabilité de route (flèche et empennage verticale) engendre un lacet à droite donc un roulis à droite..

C'est la stabilité ou l'instabilité spirale.

#### Deux cas:

**L'effet de dièdre l'emporte sur la stabilité de route :** roulis à gauche est prépondérant. L'avion desserre son virage. **Stabilité spirale.** 

La stabilité de route l'emporte sur l'effet de dièdre : le roulis à droite est prépondérant. L'avion serre son virage. Instabilité spirale.

#### Roulis Hollandais – Dutch Roll:

C'est un phénomène dû au couplage lacet roulis. Les risques qu'il survienne sont d'autant plus importants que la vitesse indiquée est faible. Il provient d'une insuffisance de stabilité de lacet en regard de la stabilité de roulis.

Ce mouvement prend naissance sur une mise en dérapage volontaire ou non.

Ainsi préfère-t-on équiper les avions actuels de servomécanismes amortisseurs de lacet, **Yaw-dampers**.

### VOL A POUSSÉE DISSYMÉTRIQUE

Supposons que le propulseur gauche soit en panne. La dissymétrie, contrée par des braquages de la direction et des ailerons mettra l'avion en dérapage à gauche avec une inclinaison (éventuellement).

### Vol ailes horizontales:

Pour équilibrer la dissymétrie de traction, le pilote a mis du pied à droite (moteur vif = pied vif). La bille est centrée puisque le pilote maintient les ailes horizontales (il y a dérapage bille au milieu).

## Conclusion: Moteur gauche en panne, ailes horizontales, vol stabilisé.

- Dérapage à gauche  $\rightarrow Cx \nearrow A \rightarrow Cd \nearrow A$
- Action pilote palonnier droit.
- Manche à gauche (commandes croisées = dérapage)
- Bille au milieu

### Vol ailes inclinées:

Le pilote peut compenser, partiellement, ou totalement la force aérodynamique Fye en inclinant l'avion vers le moteur vif. L'inclinaison va réduire l'importance du dérapage. Dérapage à droite, la bille est à droite (trop d'inclinaison).

## Conclusion : Moteur gauche en panne, ailes inclinées, vol stabilisé.

- Dérapage nul  $\rightarrow Cx \approx Cst \rightarrow Cd \approx Cste$
- Action pilote palonnier droit.
- Manche à droite
- Bille à droite

# **Décrabage :**

La plupart des avions actuels atterrissent ailes horizontales.

Vol symétrique ( $\beta = 0$ ), l'avion suit en approche une trajectoire de descente avec une dérive X. Le pilote ne fin d'arrondi devra aligner l'axe de l'avion avec l'axe de la piste (décrabage) en transformant la dérive en dérapage.

A noter qu'une dérive droite X (vent venant de la gauche) est remplacée par un dérapage  $\beta$  à gauche.

#### L'avion touchera les roues :

- Fuselage dans l'axe de la piste

- Palonnier à droite
- Manche à gauche (commandes croisées)

A noter qu'avion au sol, les commandes sont en position de contrer le vent traversier :

- Palonnier à l'opposé du vent
- Manche dans le vent

#### GOUVERNE DE PROFONDEUR

Si le pilote pousse sur le manche, la gouverne se braque vers le bas, moment à piquer.

Si le pilote tire sur le manche, la gouverne se braque vers le haut, moment à cabrer.

3 types de gouvernes :

- Empennage horizontale classique
- Empennage horizontale en T
- Empennage canard (sur la partie avant du fuselage)

#### GOUVERNE DE DIRECTION

Si le pilote enfonce la palonnier droit, la gouverne se braque vers la droite. moment de lacet vers la droite.

# 2 effets :

- Dérapage induit (du à la force centrifuge, induit un dérapage vers l'extérieur du virage, risque de décrochage et vrille)
- Roulis induit (vitesse et portance aile extérieur > vitesse et portance aile intérieur, donc roulis vers l'intérieur du virage)

Pour équilibrer les forces il faut incliner l'avion.

#### GOUVERNE DE GAUCHISSEMENT (AILERONS)

Pour incliner l'avion à droite avec mise en virage à droite il faut

- Augmenter la portance sur l'aile G
- Diminuer la portance sur l'aile D

#### Il en résulte :

#### Lacet induit

- Vitesse et traînée aile G > vitesse et traînée aile D (moment induit tendance à faire sortir l'avion du virage)

Correction: action sur le palonnier

#### Lacet inverse

- Traînée aile G > traînée aile D (lacet inverse)

#### Correction:

- Ailerons à débattement différentiel (débattement aileron baissé < ailerons débattement levé)
- Ailerons à efficacité différentielle (aileron à axe déporté, surface différente)
- Ailerons frize (équipé d'un bec qui déborde quand l'aileron est braqué vers le haut)
- Spoiler (surface décalée et braquée sur l'extrados de l'aile dont l'aileron est levé)

#### GOUVERNE MIXTE

Des surfaces peuvent assurer deux fonctions

- Concorde, ailerons assurent la profondeur et le gauchissement)
- Spoilers assurent la fonction de spoiler et d'aérofrein

### COMPENSATION D'ÉVOLUTION

Systèmes destinés à diminuer les efforts sur les commandes des gouvernes (profondeur et direction).

Ces systèmes peuvent être aérodynamiques (tabs) ou mécaniques (servocommandes)

Systèmes de compensation d'évolution :

- Volet de compensation à braquage automatique (tab automatique)
  - Surface débordante
  - Cornes débordante
  - Servo-tab
  - Spring-ab (avec seuil d'effort)
  - Servo-tab avec panneau de compensation
  - Anti-tab
  - Servocommandes (réversibles et irréversibles)

### COMPENSATION DE RÉGIME

Systèmes destinés à annuler l'effort aux commandes pour un braquage et un régime donnés ou à supprimer la nécessité de braquer la gouverne correspondante pour un régime de vol donné (cas du Plan Horizontal Réglable PHR).

Ils peuvent être également le secours des commandes principales de vol en cas de rupture.

Systèmes de compensation de régime :

- Compensateur fixe
- Compensateur réglable au sol
- Trim-Tab (volet compensateur commandé)
- Trim mécanique à ressort
- PHR
- Déplacement du centre de gravité (Concorde)

Systèmes de compensation mixte :

- A la fonction compensateur d'évolution par Tab automatique est superposée la fonction de compensation de régime.

### DÉFAUTS DES GOUVERNES

## Buffeting

- Se produit lors que l'écoulement laminaire devient turbulent.
- Solutions : Limiter le braquage, raidir le revêtement, polir et soigner les surfaces.

#### Flutter

- Vibration très dangereuse, auto excitée, résultant du couplage d'une oscillation de torsion et d'une oscillation de flexion.
- Solution : Réduction de la vitesse, construction rigide en torsion, équilibrage.

#### Inversion

- La partie fixe se vrille (torsion) sous l'action des forces aérodynamiques.
- Solutions:
  - Profondeur : Empennage et gouverne liés (gouverne monobloc sur avion de chasse).
  - Gauchissement : Répartition des ailerons en ailerons internes et externes, utilisation des spoilers.

# Perte partielle ou totale d'efficacité

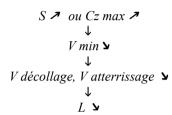
- Suite à un écoulement de l'air pas suffisamment dynamique par suite de vitesse trop faible, couche limite trop épaisse, effet de masque.
- Solutions : Epaississement de la gouverne, gouverne monobloc, générateur de tourbillons, dégagement des gouvernes pour éviter les effets de masque, soufflage artificiel des gouvernes
- NB: L'empennage en T sur la dérive peut engendrer le phénomène de Superdécrochage (Deep Stall) aux très fortes incidences. Il est irréversible et l'avion s'enfonce jusqu'au sol.

#### DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS

Systèmes destinés à diminuer les distances nécessaires au décollage et à l'atterrissage.

En exploitation les vitesses de décollage et d'atterrissage sont fonction de la vitesse de décrochage.

En mécanique de vol, la vitesse de décrochage est fonction de :



*C'est le but des dispositifs hypersustentateurs.* 

Dispositifs de bord d'attaque :

- Bec de bord d'attaque
- Volet de bord d'attaque (volet Krüger)
- Volet de bord d'attaque à fente

Ces dispositifs permettent d'augmenter le Cz max par augmentation de l'incidence.

Dispositifs de bord de fuite :

- Volet d'intrados
- Volet de courbure
- Volet de courbure à fente
- Volet de type Fowler
- Volet multiples
- Flaperons (rôle de gauchissement et d'hypersustentation)

Ces dispositifs permettent d'augmenter Cz max et Cx et une légère diminution de l'incidence.

Dispositifs divers:

- Soufflage
- Aspiration

- Jet Flap
- Bord d'attaque basculant
- Bord d'attaque basculé

#### FREINS AÉRODYNAMIQUES

### Aérofreins:

- But : Diminuer la V en approche, à l'atterrissage et en accélération arrêt, augmenter les performances de descente.
- Réalisation : Il faut augmenter la traînée. Les aérofreins sont des panneaux que l'on sortira dans l'écoulement d'air de façon symétrique.

Influence sur la polaire:

- Cz = cte
- Cx ↗
- Finesse >

## Spoilers:

- But :
- En utilisation dissymétrique, aider au gauchissement (couplage avec les ailerons)
- En utilisation symétrique :
  - Diminuer la vitesse en approche, à l'atterrissage, en accélération arrêt.
  - Augmenter les performances de descente.
  - Augmenter l'efficacité du freinage par destruction de la portance.
- Réalisation : Ils doivent dégrader la portance donc ils seront situés sur l'extrados de l'aile.

Influence sur la polaire :

- Cz ¥
- Cx ↗
- Finesse >

## Le parachute

#### LIMITATION

### Catégorie de certification :

#### - JAR / FAR 23

- Catégorie normale (normal category):

Nbr de place (excluant les pilotes) ≤ 9

Masse maxi au décollage ≤ 12 500 lb (pounds), 5,7 T

Utilisation non acrobatique (inclinaison ≤ 60°).

Catégorie utilitaire (utility category):
 Nbr de place (excluant les pilotes) ≤ 9
 Masse maxi au décollage ≤ 12 500 lb (pounds), 5,7 T
 Utilisation acrobatique limitée (vrille et inclinaison ≤ 60°).

Catégorie acrobatique (acrobatic category):
 Nbr de place (excluant les pilotes) ≤ 9
 Masse maxi au décollage ≤ 12 500 lb (pounds), 5,7 T
 Utilisation acrobatique sans restriction.

Catégorie « commuter » (commuter category) :
 Avions multimoteurs à hélices
 Nbr de place (excluant les pilotes) ≤ 19
 Masse maxi au décollage ≤ 19 000 lb (pounds), 5,7 T
 Utilisation non acrobatique (inclinaison ≤ 60°).

Un avion peut être certifié dans plusieurs catégories si il répond aux exigences requises dans chacune d'elles.

# - JAR / FAR 25 « large Aéroplanes »

Masse maxi au décollage sup 12 500 lb (pounds), 5,7 T, utilisés en transport public. Certains pays peuvent certifier JAR 25 des avions de moins de 5,7 T avec 10 ou plus sièges passagers.

### Charges:

- Charges limites : la structure doit pouvoir supporter les charges limites sans déformation permanente.
- Charges ultimes : charges limites multipliées par un coefficient de sécurité généralement égal à 1,5. La structure doit pouvoir supporter les charges ultimes sans rupture pendant au moins 3 secondes.

## Facteur de charge (n):

$$n = \frac{Fz}{Mg}$$

En vol rectiligne : n = 1

En descente ou monté rectiligne uniforme :  $n = \cos \gamma$ 

En virage à vitesse angulaire et altitude constantes :  $n = \frac{1}{\cos \varphi}$ 

En ressource : 
$$n = 1 + \frac{V^2}{Rg}$$

Variation au cours d'une rafale verticale

ascendante : 
$$n = 1 + \frac{k F U V}{Mg / S}$$
 descendante :

$$n = I - \frac{k \, F \, U \, V}{Mg \, / \, S}$$

Variation au cours d'une rafale horizontale :

De face : 
$$n = 1 + 2\frac{v}{V}$$
 arrière :  $n = 1 - 2\frac{v}{V}$ 

### Vitesses:

*Vi = Vitesse indiquée* 

Vic = Vitesse indiquée corrigée ou calibrée

*Vc = Vitesse corrigée ou calibrée* 

 $V_E = Vitesse$  équivalente

Vv = Vitesse vraie ou aérodynamique (V)

CORRECTION	COEFF	VITESSE	ANG
		Vi	IAS (Indicated Air Speed)
Instrumentale	+ ki	Vic = Vi + Ki	CIAS (Corrected Indicated Air Speed)
D'antenne	+ ka	Vc = Vic x ka	CAS (Calibrated Air Speed)
De pression	+ kp	VE = Vc x kp	EAS (Equivalent Air Speed)
De densité	/ Rac(σ)	$Vv = VE / Rac(\sigma)$	TAS (True Air Speed)

## Vitesses de calcul (EV, EAS) :

- Vitesse de croisière (Vc) : au plus égale à 0,9 VH au niveau de la mer.
- VH: Vitesse maxi en vol horizontale à la puissance maxi continue.

(un Mach Mc doit être déterminé lorsque la vitesse est limité par la compressibilité).

- Vitesse en piqué (VD et MD).
- Vitesse de manœuvre (VA): vitesse maximale d'évolution avec débattement maxi mal des commandes de vol
- Vitesse à rafale maxi (VB).
- Vitesse des volets pleins sortis (VF).
- Vitesse de sortie des « dispositifs de traînée » (drag devices) (VDD).

### Vitesses de référence associées au décollage et atterrissage :

Toutes ces vitesses sont exprimées en vitesse conventionnelle (Vc ou CAS)

- Vitesse de décrochage (Vs) est déterminée :
  - poussée nulle
  - centrage défavorable
  - à la masse pour laquelle Vs est une exigence réglementaire
  - avion réglé pour un vol rectiligne comprise entre 1,2 et 1,4 Vs.

Vs est la plus grande des deux vitesses :

- minimale (Vs mini) lorsque l'avion est décroché.
- la vitesse est égale à 94 % de la Vs un g. (Vs1g déterminé dans les mêmes conditions).

La vitesse Vs1g est la vitesse minimale à laquelle l'avion développe une force de sustentation égale à son poids.

La plus grande des deux vitesses est en général 0,94 Vs1g.

Vs1g est déterminée pour toutes les configurations et masses, exigées pour la délivrance du CDN.

Vs est proportionnelle à  $\sqrt{Mg}$  et  $\sqrt{n}$ 

- Vitesse minimal de contrôle au décollage (VMC) : vitesse minimale de reprise en main en cas de panne moteur.

VMCG: Vitesse minimale de contrôle au sol VMCA: Vitesse minimale de contrôle en vol

VMC ne doit pas être inférieur à 1,2 de la Vs. VMC diminue avec l'altitude pression puisque la poussée diminue.

VMCL : Vitesse minimale de contrôle durant l'approche

### Vitesses et Mach limités en utilisation :

Toutes ces vitesses sont exprimées en vitesse conventionnelle (Vc ou CAS)

- Vitesse maximale structurales en croisière : VNO
- Vitesse à ne jamais dépasser : VNE
- Vitesse maximale limité en utilisation : VMO (Maximum Operating limit speed)
- Mach maximal limite en utilisation : MMO

VNO, VNO ne doivent être dépassées en aucun cas, elles ne doivent pas dépasser la vitesse et le Mach de calcul Vc / Mc.

A basse altitude (< 25000 à 30000 ft) la limitation est VMO, audelà c'est MMO. Alarme ECAM (OVERSPEED) intervient à : VMO + 4 kts et MMO + 0.006

- Vitesse maximale pour la manœuvre et l'utilisation des dispositifs hypersustentateurs : VFE
- Vitesse maximale à laquelle les trains peuvent être sortis ou rentrés : VLO
- Vitesse maximale trains sortis verrouillés : VLE
- Température limite : TMO (Maximum Operating limit Temperature)

$$Tt = Ts (1+0.2 M^2)$$

#### ANGLES

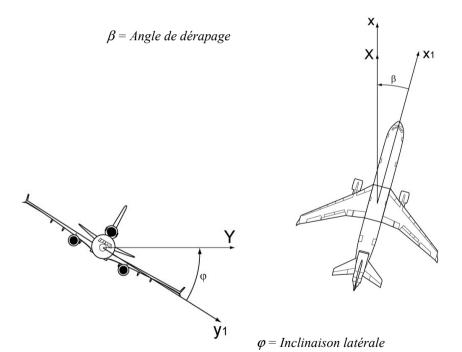
 $\theta = Assiette$   $\gamma = Pente$  $\alpha = Incidence$ 



Si  $\gamma > 0$ ,  $\theta$  est > 0, l'avion monte.

Si  $\gamma < 0$ ,  $\theta$  est < 0, l'avion descend.

Si  $\gamma = 0$ ,  $\theta = \alpha$ , l'avion est en palier.



#### VOL HORIZONTAL UNIFORME

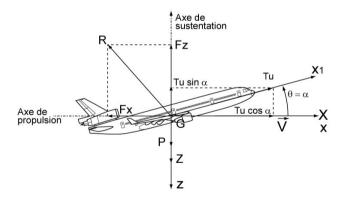
## Forces:

## Trois forces:

- Le poids  $(\overrightarrow{P})$  du à la pesanteur
- La traction des hélices ou la poussée des réacteurs (Tu) du aux moteurs.
- La résultante aérodynamique (R) du à l'air.

# Elles se décomposent suivant deux axes :

- Un axe de sustentation
- Un axe de propulsion



## Equilibre :

L'équilibre va se faire suivant les deux axes ce qui donne :

- Axe de sustentation :  $P = Fz + Tu \sin \alpha$ 

- Axe de propulsion :  $Fx = Tu \cos \alpha$ 

En croisière, on peut dire que  $\sin \alpha \approx 0$  et  $\cos \alpha \approx 1$ , ce qui donne :

- Equation de sustentation : P = Fz- Equation de propulsion : Tu = Fx

## Equation de vol:

Equation de sustentation : P = Fz

En fonction de : 
$$-\rho z$$
 et  $V$  
$$P = \frac{1}{2} \rho z S V^{2} Cz$$
$$-\sigma et V \qquad P = \frac{1}{2} \rho \sigma S V^{2} Cz$$
$$-VE \qquad P = \frac{1}{2} \rho \sigma S VE^{2} Cz$$

Equation de propulsion : Tu = Fx

En fonction de : 
$$-\rho z$$
 et  $V$  
$$Tu = \frac{1}{2} \rho z S V^{2} Cx$$

$$-\sigma et V \qquad Tu = \frac{1}{2} \rho \sigma S V^{2} Cx$$

$$-VE \qquad Tu = \frac{1}{2} \rho \sigma S VE^{2} Cx$$

Nota: P et Tu en newtons,  $\rho$  en  $kg/m^3$ , S en  $m^2$  et V en m/s

Equation de propulsion simplifiée :

$$(1) \to P = \frac{1}{2} \rho \sigma S V_E^2 Cz$$

$$(2) \to Tu = \frac{1}{2} \rho \sigma S V_E^2 Cx$$

$$\frac{(1)}{(2)} = \frac{P}{Tu} = \frac{Cz}{Cx} = f$$

$$Tu = \frac{P}{f}$$

Nota: Tu = Tn en newtons et P en newtons

### Courbe « Planeur »:

Un avion est composé de deux grands ensembles :

- Le planeur (cellule et équipements) avec ses caractéristiques aérodynamiques.
- Le ou les moteurs avec leurs caractéristiques de poussée, de traction ou de puissance.

Courbe Wn = f(V)

$$Wn = Tn \times V$$

Wn (puissance nécessaire) en watts Tn (traction nécessaire) en newtons V (vitesse) en m/s

La Wn sera minimale quand  $\frac{Cx}{\sqrt{Cz^3}}$ 

En résumé :

Wn min correspond à:

 $\alpha$ 3 et est situé entre  $\alpha$ 4 et  $\alpha$ 2 :

$$\frac{Cx}{\sqrt{Cz^3}} min \ ou \ \frac{Cx^2}{Cz^3} min \ ou \ \frac{Cx}{Cz^{3/2}} min \ ou \ \frac{Cz^3}{Cx^2} max$$

Influence de l'altitude (Zp) sur Wn:

Pour un même incidence et un même poids : 
$$Wn = \frac{Wn_0}{\sqrt{\sigma}}$$

Pour les vitesses : 
$$V = \frac{V_0}{\sqrt{\sigma}}$$

Influence du poids (P) sur Wn:

Pour un même incidence et un même altitude : 
$$\frac{Wn_2}{Wn_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{3/2}$$

Pour les vitesses : 
$$\frac{V_2}{V_1} = \sqrt{\frac{P_2}{P_1}}$$

## Courbe « Moteur »:

## GMP (Groupe Motopropulseur):

La puissance moteur est égale à :  $Wm = Cm \times \omega$ La puissance utilisable est égale à :  $Wu = Wm \times \eta h$ 

Courbe Wu = f(Vp)

- Le variations de Wu avec V sont dues aux variations de  $\eta h$  avec V.

- Influence de l'altitude (moteur atmosphérique) :

Si Z ≯ débit masse air ↘ débit carburant ↘ Wm ↘ Wu ↘.

# Consommation (Csp):

C'est la consommation horaire par unité de puissance.

$$Csp = \frac{Ch}{Wm}$$

Unités:

- Csp en kg/Cv.h
- Wm en Cv (1Cv = 736 watts)
- Ch en kg/h

Ordre de grandeur :  $Csp = de \ 0.2 \ a \ 0.3 \ kg/Cv.h$ 

## GTR (Groupe Turboréacteur):

La poussée utilisable est égale à : Tu = Qa(W - V)

 $Qa = Qt\acute{e} \ d$ 'air  $W = Vitesse \ d$ 'éjection  $Qc = Qt\acute{e} \ de \ carburant$   $V = Vitesse \ d$ 'entrée

Courbe Tu = f(V)

- En mécanique du vol on considèrera qu'elle est indépendante de la vitesse. Pour un nombre de tours ou EPR (Engine Pressure Ratio) donnés la variation avec la vitesse est faible jusqu'à une certaine vitesse.
- Influence de l'altitude :

En fait  $Tuz = Tu0\sigma^{\kappa}$ . On considèrera K = 1 ce qui signifie que la poussée diminuera proportionnellement à la densité de l'air.

Courbe Wu = f(V)

Nous savons que W = T.V d'où Wu (réacteur) = Tu (réacteur) x V

Consommation (Csp):

C'est la consommation horaire par unité de poussée.

$$Csp = \frac{Ch}{Tu}$$

Unités :

- Csp en kg/N.h
- Tu en Newtons
- Ch en kg/h

Ordre de grandeur :  $Csp = de \ 0.035 \ a \ 0.06 \ kg/N.h$ 

## GTR (Groupe Turbopropulseur):

La puissance utilisable totale est donnée par

- L'hélice : Wu hélice =  $Wm.\eta h$ 

- La poussée résiduelle : Wu réacteur = Tur.V

Donc: Wu totale = Wu hélice + Wu réacteur Wu totale =  $(Wm.\eta h) + (Tur.V)$ 

Courbe Wu = f(V)

Wu hélice est une Cte comme pour le GMP Wu réacteur est une fonction de la vitesse comme pour le GTR.

## Consommation (Csp):

C'est la consommation horaire par unité de puissance.

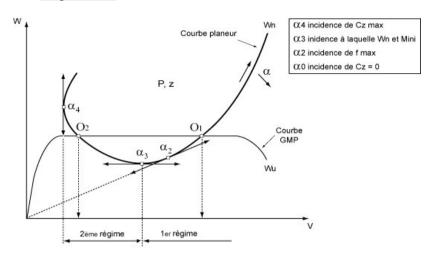
$$Csp = \frac{Ch}{Wm}$$

Unités:

- Csp en kg/Cv.h
- $Wm \ en \ Cv \ (1Cv = 736 \ watts)$
- Ch en kg/h

Ordre de grandeur :  $Csp = de\ 0.15\ \grave{a}\ 0.18\ kg/Cv.h$ 

## Diagrammes:



C'est l'association de la courbe planeur et de la courbe moteur.

Quand Wu = Wn ou Tu = Tn l'avion est en palier.

Elle définit deux régimes de vol :

- le 1<sup>er</sup> régime quand Wn ou Tn et V varient dans le même sens.
- Le deuxième régime quand Wn ou Tn et V varient en sens inverse.

Pour un GMP l'incidence de séparation des deux régimes de vol est 03, incidence de Wn min.

On constate qu'au second régime moins on veut aller vite en vole en palier plus il faut augmenter a puissance.

Pour un GTR l'incidence de séparation des deux régimes de vol est  $\alpha 2$  incidence de finesse max.

Pour un GTP l'incidence de séparation des deux régimes de vol est située entre 03 et 02. Cette incidence dépend des caractéristiques du moteur, plus précisément de la répartition entre Wu hélice et Wu réacteur. Energie totale :

En vol en croisière, en régime stabilisé :

Energie total = Energie cinétique + Energie potentielle

$$E totale = \frac{1}{2} m V^2 + m g z = Cte$$

$$Et = Ec + Ep = Cte$$

A tout gain ou perte d'altitude correspond une perte ou un gain de vitesse.

- En différentiant :  $m \Delta V + m g \Delta z = 0$ 

$$\Delta z = -\frac{1}{11,3} Vm \cdot \Delta V$$
  $z en ft, Vm et V et kt$ 

- Altitude totale :

$$E totale = \frac{1}{2} m V^2 + m g z = Cte$$

$$Ht = \frac{V^2}{2g} + h$$

## Application numérique :

Un avion de masse 140 tonnes, vole en palier à 5000 mètres en atmosphère standard. Il a une surface alaire de 270 m² et une polaire pouvant être assimilée à une parabole d'équation  $Cx = 0.015 + 0.05 Cz^2$ .  $(g = 9.81 \text{ m/s}^2)$ 

## Calculer le Cx de profil :

$$Cx = Cxp + Cxi = 0.015 + 0.05$$
  
 $Cxp = 0.015$ 

## Calculer l'allongement ( $\lambda$ ):

$$Cxi = \frac{Cz^2}{\pi \lambda} \rightarrow 0.05 = \frac{1}{\pi \lambda} \rightarrow \lambda = \frac{1}{\pi 0.05} \rightarrow \lambda = 6.366$$

## Calculer l'envergure (B):

$$\lambda = \frac{B^2}{S} \to B = \sqrt{\lambda . S} \to B = \sqrt{6.366 \times 270} \to B = 41.47 \, m$$

# Calculer la finesse max (f max) :

On sait que :

$$Cx f max = 2 a$$
  $Cz f max = \sqrt{\frac{a}{b}}$   $f max = \sqrt{\frac{1}{4ab}}$ 

$$Cx f max = 2 \times 0.015 = 0.03$$

$$Cz f max = \sqrt{\frac{0.015}{0.05}} = 0.547$$

$$f max = \frac{Cz}{Cx} = \frac{0.547}{0.03} = 18.23$$

Ou alors:

$$f max = \sqrt{\frac{1}{4ab}} = \sqrt{\frac{1}{4 \times 0.015 \times 0.05}} = 18,26$$

## Calculer la Vv de f max (Vp de f max):

Equation de sustentation:

$$P = \frac{1}{2} \rho z S V^2 Cz \rightarrow V = \sqrt{\frac{2P}{\rho z S Cz}}$$

$$\rho z = \frac{20 - 5}{20 + 5} = \frac{15}{25} = 0.6$$

$$\sigma = \frac{\rho z}{\rho_0} \rightarrow \rho z = \rho_0.\sigma \rightarrow \rho z = 1,225 \times 0,06$$

$$V f max = \sqrt{\frac{2 \times 140000 \times 9,81}{1,225 \times 0,06 \times 270 \times 0,55}} = 158,6 \, \text{m/s}$$

# Calculer la VE de f max (VE de f max):

On sait que : 
$$VP = \frac{VE}{\sqrt{\sigma}} \rightarrow VE = VP.\sqrt{\sigma}$$

$$V_E = 158, 6.\sqrt{0.6} = 122,85m/s$$

# Calculer la traction ou poussée nécessaire (Tn) pour voler en palier à l'incidence de finesse maximale :

Equation de propulsion simplifiée :

$$Tu = Tn = \frac{P}{f} \rightarrow Tn = \frac{140000 \times 9.81}{18,23} = 75337$$
 newtons

Calculer la puissance nécessaire (Wn) à l'altitude de vol et à l'incidence de finesse maximale :

$$Wn = Tn.V \rightarrow Wn = 75337 \times 158, 6 = 11948448$$
 watts  
 $En Cv = \frac{11948448}{736}$   
 $Wn = 11948$  kW = 16234 Cv

Calculer la puissance nécessaire (Wn) à l'altitude de vol de 10000 m et à l'incidence de finesse maximale :

$$\sigma_{5000} = 0.6 \rightarrow Wn_{5000} = 16234 \, Cv$$

$$\sigma_{10000} = \frac{20 - 10}{20 + 10} = 0,333$$

$$W_{n5000} = \frac{K}{\sqrt{0,6}}$$

$$W_{n10000} = \frac{K}{\sqrt{0,333}}$$

$$\begin{cases} W_{n5000} = \frac{K}{\sqrt{0,6}} \\ W_{n10000} = \frac{K}{\sqrt{0,333}} = \frac{\sqrt{0,333}}{\sqrt{0,6}} \end{cases}$$

$$Wn_{10000} = Wn_{5000} \cdot \sqrt{\frac{0.6}{0.333}} = 16243 \cdot \sqrt{\frac{0.6}{0.333}} = 21791 \text{ CV}$$

A cette altitude (10 000m) si l'avion se déleste de 10 tonnes, toujours à la même incidence,

## Calculer Wn:

$$\frac{Wn_{140t}}{Wn_{130t}} = \frac{K\sqrt{140^3}}{K\sqrt{130^3}} \rightarrow Wn_{130t} = Wn_{140t} \cdot \sqrt{\left(\frac{130}{140}\right)^3}$$

$$Wn_{130t} = 21791.\sqrt{\left(\frac{130}{140}\right)^3} = 19498Cv = 14351kW$$

#### Calculer V:

$$\frac{V_{5000}}{V_{10000}} = \frac{\frac{K}{\sqrt{0,6}}}{\frac{K}{\sqrt{0,333}}} = \frac{\sqrt{0,333}}{\sqrt{0,6}}$$

$$V_{10000} = V_{5000} \cdot \sqrt{\frac{0.6}{0.333}} = 158.6 \cdot \sqrt{\frac{0.6}{0.333}} = 212.9 \text{ m/s}$$

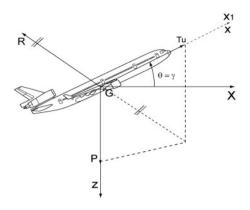
$$\frac{V_{140t}}{V_{130t}} = \frac{K\sqrt{140}}{K\sqrt{130}} \ \to \ V_{130t} = V_{140t} \ . \sqrt{\frac{130}{140}}$$

$$V_{130t} = 212, 9. \sqrt{\frac{130}{140}} = 205 \ m/s$$

#### Calculer VE:

$$V_E = V \cdot \sqrt{\sigma} = 205 \cdot \sqrt{0.333} = 118.30 \text{m/s}$$

#### VOL EN MONTÉE RECTILIGNE UNIFORME



## Equilibre:

L'équilibre va se faire suivant les deux axes ce qui donne :

- Axe de sustentation :  $P\cos \gamma = Fz$ 

- Axe de propulsion :  $Tu = Fx + P \sin \gamma$ 

Les angles de montée dépassent rarement  $10^{\circ}$  donc le  $\cos \gamma$  peut être simplifié à  $1 (\cos 10 \approx 0.98)$  ce qui donne :

- Equation de sustentation : P = Fz

- Equation de propulsion :  $Tu = Fx + P \sin \gamma$ 

# <u>Application numérique :</u>

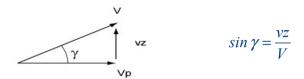
Pour faite monter un avion de masse 100 tonnes suivant une pente de montée de 10°, quelle augmentation de poussée doit afficher le pilote ?

$$\Delta Tu = P \sin \gamma$$
  $\Delta Tu = 100000 . 9,81 . \sin 10^{\circ}$   
= 170 349 N

## Performances:

Les performances qui caractérisent la montée sont :

- La vitesse ascensionnelle, vz (vario)



$$vz = \frac{Wu - Wn}{P} = \frac{\Delta W}{P}$$

- La pente de montée (γ):

$$tg \ \gamma = \frac{vz}{Vp} = \frac{Tu}{P} - \frac{1}{f}$$
  $P\% = 100 \left(\frac{Tu}{P} - \frac{1}{f}\right)$ 

Nota: Dans cette formule si on emploie:

- La Vp, on obtient la pente air
- la Vs, on obtient la pente sol

$$tg \ \gamma air = \frac{vz}{Vp}$$
  $tg \ \gamma sol = \frac{vz}{Vs}$ 

## Courbe vz = f(V):

## GMP (Groupe Motopropulseur):

La vitesse de pente max ( $V\gamma$ max) est appelée Vx (Pente air). La vitesse de ascensionnelle max (Vz max) est appelée Vy.

- vz max correspond à l'incidence ∞3 de Wn min.
- $\gamma$ max correspond à l'incidence  $\alpha > \alpha 3$  ; est fonction de la Wu, donc de la Wm.

L'avion ira d'autant plus haut que la différence de W sera grande, c'est à dires quand Wm sera maximale et que Wn sera minimal ( $\alpha$ 3).

L'incidence plafond de propulsion est donc l'incidence  $\alpha$ 3 de Wn min.

## Influence des trains :

A la sortie des trains on constate une augmentation de traînée (Cx) tandis que Cz reste inchangé.

On a donc:

- Vz max ≥
- γmax ≥

# Influence des volets hypersustentateurs de bord de fuite :

Lorsque le braquage des volets augmente :

- γmax ≯ puis Ъ

Pour le décollage il faut avoir un braquage moyen / faible.

# Influence de la panne moteur :

Si on conserve la même vitesse Vz max et  $\gamma$ max  $\searrow$  Avec N-l on a la Vz max pour la même incidence et la pente max pour une incidence légèrement plus faible qu'avec N.

## GTR (Groupe Turboréacteur):

La vitesse de pente max ( $V\gamma$ max) est appelée Vx (Pente air). La vitesse de ascensionnelle max (Vz max) est appelée Vy.

- vz max correspond à l'incidence  $\alpha < \alpha 2$  ; est fonction de tg  $\delta$  , donc de la Tu.
- γmax correspond à l'incidence α2 de finesse max.

On constate que sur GTR que les vitesses de meilleures performances de montée sont obtenues à des incidences relativement faibles, donc à des vitesses élevées.

L'avion ira d'autant plus haut que la différence de W sera grande. Mais plus l'altitude augmente plus la poussée diminue, donc le plafond de propulsion sera lorsque la courbe planeur et la courbe moteur seront tangente, soit à l'incidence 02 de finesse max.

Calcul du plafond de propulsion:

A l'altitude plafond, l'avion est en palier donc : Tuz = Tn Tuz est la poussée à l'altitude plafond :  $Tuz = Tuo.\sigma$  Tn est la poussée nécessaire pour voler à l'incidence de vol choisie (ici 02, finesse max pour avoir Z max).  $Tn = \frac{P}{f max}$ 

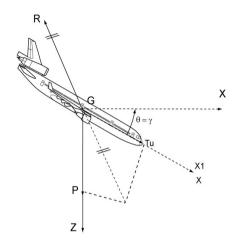
On peut donc calculer la densité de cette altitude plafond.

$$\sigma = \frac{20 - Z}{20 + Z} = \frac{Tn}{Tu_0}$$

# GTP (Groupe Turbopropulseur):

vz max et γmax sont obtenue à des incidences non remarquables. Elles dépendent des caractéristiques des GTP.

#### VOL EN DESCENTE RECTILIGNE UNIFORME



## Equilibre:

L'équilibre va se faire suivant les deux axes ce qui donne :

- Axe de sustentation :  $P\cos \gamma = Fz$ 

- Axe de propulsion :  $Tu + P \sin \gamma = Fx$ 

Les angles de montée dépassent rarement  $10^{\circ}$  donc le  $\cos \gamma$  peut être simplifié à 1 ce qui donne :

- Equation de sustentation : P = Fz

- Equation de propulsion :  $Tu + P \sin \gamma = Fx$ 

Si la traction est nulle (Tu = 0), on n'a affaire qu'au planeur ce qui donne :

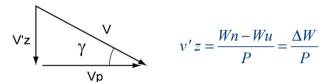
- Equation de sustentation :  $P\cos \gamma = Fz$ 

- Equation de propulsion : 
$$P \sin \gamma = Fx$$

### Performances:

Les performances qui caractérisent la descente sont :

- La vitesse descensionnelle, v'z (vario)



Dans le cas d'un planeur : 
$$v'z = \frac{Wn}{P}$$

- La pente de descente (γ):

$$tg \gamma = \frac{1}{f} - \frac{Tu}{P}$$

Nota: Dans cette formule si on emploie:

- La Vp, on obtient la pente air
- la Vs, on obtient la pente sol

$$tg \ \gamma air = \frac{v'z}{Vp}$$
  $tg \ \gamma sol = \frac{v'z}{Vs}$ 

Dans le cas d'un planeur : 
$$tg \gamma = \frac{1}{f}$$

Courbe v'z = f(V):

Cas du planeur seul:

$$v'z = \frac{Wn}{P}$$

- v'z mini correspond à l'incidence α3 de Wn min.
- γmin correspond à l'incidence α2 de finesse max.

Autonomie maximale d'un planeur : C'est-à-dire temps de vol maximal pour une altitude donnée Z ?

$$t \, vol = \frac{Z}{v' \, z}$$

t vol maximal pour v'z minimal, donc l'incidence  $\alpha 3$  de Wn min.

Rayon d'action maximal d'un planeur pour une altitude donnée Z?

$$tg \gamma = \frac{Z}{D} = \frac{1}{f}$$
 ce qui donne  $D = Zxf$ 

D maximal à l'incidence 02 de f max..

Influence du moteur :

On a donc:

- Si  $Wm \nearrow Wu \nearrow v'z \supseteq et \gamma \supseteq (les valeurs absolues de v'z et \gamma diminuent).$
- Parallèlement si Wu ↗, la vitesse de pente minimale ↘

#### Influence des volets:

La valeur absolue de la pente minimale augmente avec le braquage des volets.

La Vz minimal varie peu aux faibles braquages puis augmente aux forts braquages.

## Application numérique :

Deux avions identiques A et B quittent au même moment un niveau X pour descendre au niveau Y. La vitesse de descente en VE est imposée et égale à la vitesse de croisière normale. Elle est la même pour les deux avions. Sachant que l'avion A est plus lourd que le B, lequel atteindra le premier le niveau Y? Lequel parcourra la plus grande distance entre X et Y?

A franchira la plus grande distance (incidence de f plus proche de f max) B atteindra le premier le niveau Y (incidence de f plus loin de f max donc perte d'altitude plus rapide).

# Equivalence Pente-Accélération :

1% de pente donne une force T sur la trajectoire égale à  $\frac{m g}{100}$ , soit une

accélération de 
$$\frac{g}{100} \neq 0, 1m/s^2$$

Donc: 
$$0.1m/s = 0.2 kt$$

$$0.1m/s^2 = 0.2 kt/s$$

$$1\% pente \rightarrow \pm 0.2 kt/s$$

# Application numérique :

 $A\ Z=0$  un avion est stabilisé à 130 kt sur une pente d 5 %. Sans réajustement de la poussée, l'avion est mis en palier. Quelle est sa variation de vitesse en 5 secondes ?

$$\Delta V = -0.2kt/s \ x \ 5\% = -1kt/s$$

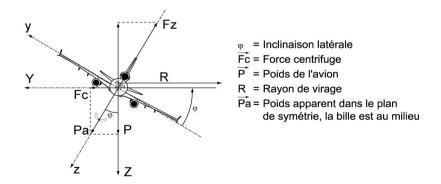
Donc en 5 secondes :  $\Delta V = -5kt \rightarrow 125kt$  au badin

#### FACTEUR DE CHARGE (n)

Le facteur de charge est le rapport de la portance Fz sur le poids P.

$$n = \frac{Fz}{P}$$

# Forces:



# Facteur de charge :

$$n = \frac{Fz}{P}$$
 or  $Fz = Pa = \frac{P}{\cos \varphi}$ 

Donc:

$$n = \frac{1}{\cos \varphi}$$

## Rayon de virage:

$$R = \frac{V^2}{tg \, \varphi.g} \quad et \quad \omega = \frac{tg \, \varphi.g}{V}$$

On peut établir que :

$$tg \varphi = \frac{V^2}{R.g} = \frac{V\omega}{g} = \frac{\omega^2 R}{g} \quad (\omega en \ rad \ / \ s)$$

 $\omega$  = la vitesse angulaire ou le taux de virage en deg/s ou en rad/s

Taux 1 (taux standard) correspond à un virage de  $180^{\circ}$ /min ou encore  $\pi$  rad/min :

$$\omega = \frac{180^{\circ}}{60} = 3^{\circ} / s$$

ou 
$$\omega = \frac{\pi}{60} = 0.05 \text{ rad / s}$$

**Taux 2** c'est le double du taux 1, 360°/min correspondant à  $\omega$  = 6°/s ou 0.1 rad/s

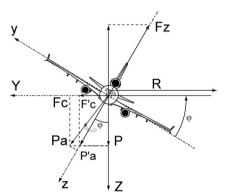
#### Puissance en virage à Z et vitesse constante :

$$Wm_{vir} = Wm \cdot \sqrt{n^3}$$

$$V_{vir} = V \cdot \sqrt{n}$$

# Virage dérapé :

Pour une inclinaison donnée, Fc est trop important d'où Pa est plus élevé qu'en virage correct, bille au milieu. Pa n'est pas dans le plan symétrique, la bille n'est pas au milieu.



#### Remèdes:

- Diminuer Fc
  - en diminuant V
  - ou en augmentant R (action au palonnier)
- Augmenter φ

## Virage glissé :

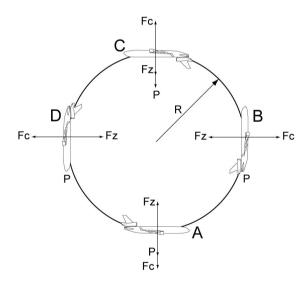
Pour une inclinaison donnée, Fc est trop faible d'où Pa est plus faible qu'en virage correct, bille au milieu. Pa n'est pas dans le plan symétrique, la bille n'est pas au milieu.

#### Remèdes:

- Augmenter Fc
  - en augmentant V
  - ou en diminuant R (action au palonnier)
- Diminuer  $\varphi$

## Boucle normale:

V et R sont constants.



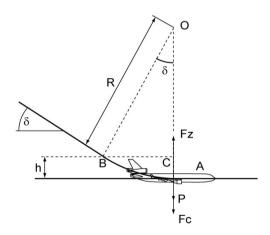
En A (ressource): 
$$n = 1 + \frac{V^2}{R.g}$$

$$En C: \qquad n = \frac{V^2}{R.g} - 1$$

En B et D: 
$$n = \frac{V^2}{R \cdot g}$$

# L'arrondi:

L'arrondi est un arc de cercle qui relie la trajectoire de descente au sol.



Le facteur de charge à l'impact : 
$$n = 1 + \frac{V^2}{R.g}$$

Si pour le confort des passagers on désire que  $n \le 1,2$  on a :

$$\omega \leq \frac{0.2 \, \text{g}}{V}$$
  $\omega$  en rad/s,  $g$  en  $m/s^2$  et  $V$  en  $m/s$ 

si ω, cadence de rotation, est exprimée en °/s et V en kt :

$$\omega^{\circ}/s \le \frac{220}{V(kt)}$$

# Synthèse des formules :

$$n = \frac{1}{\cos \varphi} \qquad V_{virage} = V.\sqrt{n}$$

$$R = \frac{V^2}{tg \, \varphi.g} \quad et \quad \omega = \frac{tg \, \varphi.g}{V}$$

$$tg \varphi = \frac{V^2}{R.g} \rightarrow tg \varphi = \frac{h}{R} \quad donc \quad \frac{h}{R} = \frac{V^2}{R.g} \rightarrow h = \frac{V^2}{g}$$

Si 
$$n \le 0.2$$
 alors  $\omega_{rad/s} = \frac{0.2.g}{V(m/s)}$  ou  $\omega_{rad/s} = \frac{220}{V(kt)}$ 

En descente ou montée:  $n = \cos \gamma$ 

Ressource: 
$$n=1+\frac{V^2}{R.g}$$
 Boucle:  $n=\frac{V^2}{R.g}-1$  Autre:  $n=\frac{V^2}{R.g}$ 

Rafale front AV: 
$$n = 1 + 2\frac{U}{V}$$
 Rafale front AR:  $n = 1 - 2\frac{U}{V}$ 

#### POINTS CARACTÉRISTIQUES DE LA POLAIRE

## Avions équipés de GMP

1) Vitesse minimale:

$$-V min = \sqrt{\frac{2P}{\rho z S Cz max}}$$

- Vitesse minimale à l'incidence  $\alpha_4$  de Cz max.
- 2) Séparation des deux régimes de vol à l'incidence  $\alpha_3$  de Wn min.
- 3) Autonomie max (régime adopté en attente) :
  - C'est le temps de vol maximal de l'avion.

$$-t = \frac{Q}{Ch}$$

- Autonomie maximale à l'incidence  $\alpha_3$  de Wn min.
- Autonomie maximale à la plus basse altitude possible
- 4) Rayon d'action maximal ou maximum Range (RAM ou MR)
  - C'est la distance maximale franchissable.

$$-D = \frac{Q}{Cd} \quad avec \quad Cd = \frac{Ch}{Vs}$$

- Rayon d'action maximal à l'incidence  $\alpha_2$  de f max.
- Rayon d'action maximal avec :
  - Vent nul (Ve = 0) en  $\alpha_2$  incidence de f max.
  - Vent arrière (Ve > 0) à  $\alpha$  >  $\alpha_2$
  - Vent arrière (Ve < 0) à  $\alpha$  <  $\alpha_2$

## 5) Plafond de propulsion à l'incidence $\alpha_3$ de Wn min.

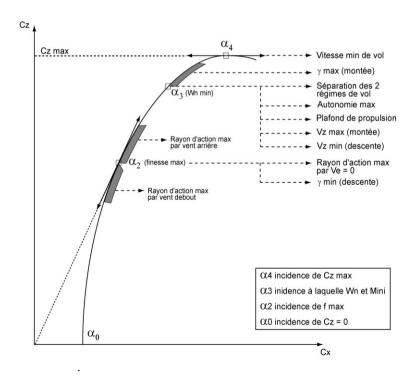
## 6) Montée :

- Vz max à l'incidence  $\alpha_3$  de Wn min.
- y max (pente air) à une incidence  $\alpha > \alpha_3$ , fonction de Wm.

## 7) Descente:

- V'z min à l'incidence  $\alpha_3$  de Wn min.
- $\gamma$ min (pente air) à une incidence  $\alpha_2$  de f max.

# 8) Synthèse sur la polaire



© 2005 HIESSE.COM / CPL (A) - 080 Mécanique du Vol - 62

# Avions équipés de GTR

1) Vitesse minimale (idem GMP):

$$-V min = \sqrt{\frac{2P}{\rho z S Cz max}}$$

- Vitesse minimale à l'incidence  $\alpha_2$  de f max.
- 2) Séparation des deux régimes de vol à l'incidence  $\alpha_2$  de f max.
- 3) Autonomie max (régime adopté en attente) :
  - C'est le temps de vol maximal de l'avion.

$$-t = \frac{Q}{Ch}$$

- Autonomie maximale à l'incidence  $\alpha_2$  de f max.
- Max maximorum en adoptant en plus, le nombre de tours optimal à Z optimal (alt élevée car N opti est voisin de N maxi).
- 4) Rayon d'action maximal ou maximum Range (RAM ou MR)
  - C'est la distance maximale franchissable.

$$-D = \frac{Q}{Cd} \quad avec \quad Cd = \frac{Ch}{Vs}$$

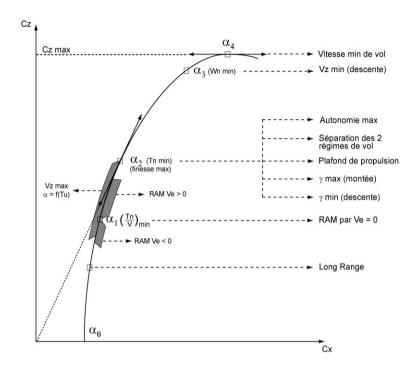
- Rayon d'action maximal à l'incidence  $\alpha_l$  correspondant à

$$\frac{Cx}{\sqrt{Cz}}$$
 min imal , ou encore à  $\frac{Tn}{Vp}$  min imale

- Rayon d'action maximal en volant à la plus haute altitude possible.
- Rayon d'action maximal en adoptant l'altitude de vol optimale à laquelle le RS est maximal.

- Rayon d'action maximal avec :
  - Vent nul (Ve = 0) en  $\alpha_l$  incidence de  $\frac{Tn}{Vp}$  minimal.
  - Vent arrière (Ve > 0) à  $\alpha$  >  $\alpha_1$
  - Vent arrière (Ve < 0) à  $\alpha$  <  $\alpha_1$
- 5) Long Range (LR):
  - Il correspond à un rayon d'action inférieur de 1% par rapport au RAM mais une augmentation de 2 à 4 % de la vitesse..
- 6) Plafond de propulsion à l'incidence  $\alpha_2$  de Tn min ou de f max.
- 7) Montée:
  - Vz max à l'incidence  $\alpha > \alpha_2$ , fonction de Tu.
  - y max (pente air) à une incidence  $\alpha_2$ , de f max.
- 8) Descente:
  - V'z min à l'incidence  $\alpha_3$  de Wn min.
  - $\gamma$ min (pente air) à une incidence  $\alpha_2$  de f max.

# 9) Synthèse sur la polaire



# Avions équipés de GTP

Les caractéristiques de la polaire d'un avion équipé de GTP sont interpolées entre les points de fonctionnement caractéristiques GMP et GTR.

#### DOMAINE DE VOL AÉRODYNAMIQUE

# 2ème forme de l'équation de sustentation

1<sup>ère</sup> forme :

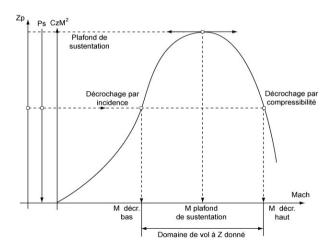
$$P = \frac{1}{2} \rho z S V^2 Cz$$

2ème forme en fonction du Mach:

$$P = 0.7. ps. S. Cz. M^2$$

### Domaine de vol:

Voilure subsonique:

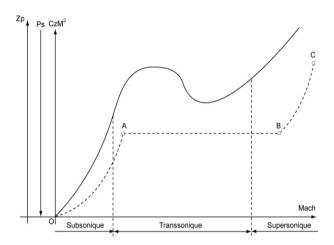


La courbe fait apparaître pour un avion donné (P, S):

- Un plafond de sustentation
- Un mach de décrochage basse vitesse  $M_1$  (décollement de la couche limite par augmentation de l'incidence).
- Un mach de décrochage haute vitesse  $M_2$  (décollement de la couche limite par ondes de choc).

- A une altitude donnée un domaine de vol compris entre les deux mach de décrochage.
- Une diminution du domaine de vol lorsque l'altitude augmente.

# Voilure supersonique:



La courbe fait apparaître pour un avion donné (P, S):

- Il n'y a pas de plafond de sustentation en supersonique
- Il y a un Mach de décrochage basse vitesse
- Il n'y a pas de Mach de décrochage grande vitesse.
- L'écoulement de l'air est parfait.
- Le domaine de vol en supersonique est sans limite supérieure (point de vue aérodynamique).

# Ex d'exploitation:

- O A montée subsonique à incidence constante jusqu'à environ 35 000 ft.
- $A\ B$  accélération transsonique en palier
- B C montée supersonique à incidence constante jusqu'à une altitude de croisière d'environ 60 000 ft.

#### *Influence du poids :*

Si le poids d'un avion diminue (au fur et à mesure du délestage) :

- Le plafond de sustentation augmente.
- Le Mach de décrochage bas diminue.
- Le Mach de dérochage haut augmente.
- Le domaine de vol augmente.

# Influence du facteur de charge :

Si le facteur de charge d'un avion augmente (par suite d'une rafale) :

- Le plafond de sustentation diminue.
- Le Mach de décrochage bas augmente.
- Le Mach de décrochage haut diminue.
- Le domaine de vol diminue.

Au plafond de sustentation plus aucune évolution n'est possible sans risque de décrochage. L'avion vol sur une « tête d'épingle).

#### **PARTICULARITÉS**

#### Effet de sol

Cet effet est sensible au décollage et à l'atterrissage, surtout pour les avions à ailes basses. La proximité du sol modifie l'écoulement et il en résulte une augmentation de portance et une diminution de la traînée induite.