

LETTRES GRECQUES

Appellation	Imprimerie		Appellation	Imprimerie	
Alpha	α	A	Nu	ν	N
Bêta	β	B	Xi	ξ	Ξ
Gamma	γ	Γ	Omicron	ο	Ο
Delta	δ	Δ	Pi	π	Π
Epsilon	ε	E	Rhô	ρ	Ρ
Dzêta	ζ	Z	Sigma	σ	Σ
Kta	η	H	Tau	τ	Τ
Thêta	θ	Θ	Upsilon	υ	Υ
Iota	ι	I	Phi	φ	Φ
Kappa	κ	K	Khi	χ	Χ
Lambda	λ	Λ	Psi	ψ	Ψ
Mu	μ	M	Oméga	ω	Ω

RAPPEL

Au niveau de la mer :

$$Z_p = 0, P = 1013,25 \text{ hPa ou } 29,92 \text{ iHg}$$

$$t = +15^\circ\text{C ou } 288 \text{ K}$$

$$\rho_0 = 1,225 \text{ kg} / \text{m}^3$$

$$\frac{\Delta t}{\Delta z} = 6^\circ / 1000\text{m ou } 2^\circ / 1000\text{ft}$$

TEMPÉRATURE (t)

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

MASSE VOLUMIQUE DE L'AIR (ρ)

$$\text{Alt}_0 : \rho = 1,225 \text{ kg} / \text{m}^3$$

$$\text{Alt}_z : \rho_z = \frac{m (\text{masse})}{v (\text{volume})}$$

PRESSION (P)

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

DENSITÉ DE L'AIR (σ)

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

ou

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

ou

$$\sigma = \frac{20 - Z (\text{en km})}{20 + Z (\text{en km})}$$

PRESSION DYNAMIQUE (Pd)

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

Pd (énergie Cinétique) = Pression totale – Pression statique

CALCUL DE LA VITESSE DU SON (c)

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

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

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

NOMBRE DE MACH (M)

$$M = \frac{V_V}{c}$$

$Si V < c \quad M < 1$ l'écoulement est subsonique

$Si V > c \quad M > 1$ l'écoulement est supersonique

$Si V = c \quad M = 1$ l'écoulement est sonique

FLUIDE INCOMPRESSIBLE (équation de BERNOULLI)

$$Ps + Pd = Pt = cte$$

$$S \nearrow \rightarrow V \searrow \rightarrow Ps \nearrow \rightarrow Pd \searrow$$

$$S \searrow \rightarrow V \nearrow \rightarrow Ps \searrow \rightarrow Pd \nearrow$$

TEMPÉRATURE D'IMPACT EN FONCTION DE M

$$T_i = T_s(1 + 0,2M^2) \text{ ou } \frac{T_i}{T_s} = 1 + 0,2M^2$$

COUCHE LIMITE

C_x de C.L. la min aire < C_x de C.L. turbulente

A l'intérieur de la couche limite à partir de la paroi $V \nearrow$ jusqu'à $0,99 V_0$.

T est le point de transition.

T avance si $Re \nearrow$

D est le point de décollement.

D recule si $Re \nearrow$

ANÉMOMÉTRIE

V_i = Vitesse indiquée

V_{ic} = Vitesse indiquée corrigée ou calibrée

V_c = Vitesse corrigée ou calibrée

V_E = Vitesse équivalente

V_v = Vitesse vraie ou aérodynamique (V)

CORRECTION	COEFF	VITESSE	ANG
		V _i	IAS (Indicated Air Speed)
Instrumentale	+ k _i	V _{ic} = V _i + K _i	CIAS (Corrected Indicated Air Speed)
D'antenne	+ k _a	V _c = V _{ic} x k _a	CAS (Calibrated Air Speed)
De pression	+ k _p	V _E = V _c x k _p	EAS (Equivalent Air Speed)
De densité	/ Rac(σ)	V _v = V _E / Rac(σ)	TAS (True Air Speed)

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

Relations entre T, Vi M et Ps :

- En montée à V_i cte $\rightarrow M \nearrow$, puisque $Ps \searrow$
- A FL (Ps) et M cte $\rightarrow V_i$ est indépendante de la T.
- En descente à M cte $\rightarrow V_i \nearrow$ puisque $Ps \nearrow$
- Si $Z \nearrow$ à M cte $\rightarrow TAS \searrow$
- En montée rectiligne à V_i cte, il est possible de dépasser M_{MO}
- En descente à M cte, il est possible de dépasser V_{MO}

- Lors d'une montée à IAS cte, $V_s \nearrow$.
- CG en limite avant $V_s \searrow$, α max \searrow
- Si $P \nearrow$, $V_s \nearrow$.
- A même altitude, TAS de desc mini $<$ TAS d'angle mini.
- Si $T_s \searrow \rightarrow V_p \searrow$

V_s est proportionnelle à \sqrt{Mg} et \sqrt{n}

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

Vitesses de référence associées au décollage et atterrissage :

- V_C : Vitesse de croisière, au plus égale à $0,9 V_H$ au niveau de la mer.
- V_H : Vitesse maxi en vol horizontale à la puissance maxi continue.
- V_D et M_D : Vitesse en piqué
- V_A : Vitesse de manœuvre, vitesse maximale d'évolution avec débattement maximal des commandes de vol
- V_E : Vitesse à rafale maxi.
- V_F : Vitesse des volets pleins sortis.
- V_{DD} : Vitesse de sortie des « dispositifs de traînée » (drag devices).
- V_{S1g} : Vitesse minimale à laquelle l'avion développe une force de sustentation égale à son poids.

- V_{MC} : Vitesse minimal de contrôle au décollage, ne doit pas être inférieur à 1,2 de la V_S .

V_{MCG} : Vitesse minimale de contrôle au sol

V_{MCA} : Vitesse minimale de contrôle en vol

V_{MCL} : Vitesse minimale de contrôle durant l'approche

$V_{MC} \searrow$ avec l'altitude pression puisque la poussée diminue.

Vitesses et Mach limités en utilisation :

- V_{FE} : Vitesse maximale pour la manœuvre et l'utilisation des dispositifs hypersustentateurs.

- V_{LO} Vitesse maximale à laquelle les trains peuvent être sortis ou rentrés.

- V_{LE} : Vitesse maximale trains sortis verrouillés.

- V_{NO} : Vitesse maximale structurales en croisière.

- V_{NE} : Vitesse à ne jamais dépasser.

- V_{MO} : Vitesse maximale limitée en utilisation (Maximum Operating limit speed).

- M_{MO} : Mach maximal limite en utilisation.

V_{NO} , V_{NE} ne doivent être dépassées en aucun cas, elles ne doivent pas dépasser la vitesse et le Mach de calcul V_c / M_c .

Altitude < 25000 à 30000 ft la limitation est V_{MO} , au-delà c'est M_{MO} .

Alarme ECAM (OVERSPEED) intervient à : $V_{MO} + 4$ kts et $M_{MO} + 0,006$

PORTANCE (F_z)

$$F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z$$

COEFFICIENT DE PORTANCE (C_z)

$$C_z = \frac{2 F_z}{\rho V^2 S}$$

FINESSE (f)

Par définition la finesse $f = \frac{F_z}{F_x} = \frac{C_z}{C_x} = \text{tg } \delta$

$$f_{\max} = \frac{l}{\sqrt{4ab}}$$

EVOLUTION DES PARAMÈTRES

Si $\alpha \nearrow$ le centre de poussée (E) avance et le point d'arrêt (A) baisse.

$C_x i \nearrow$ si $C_z \nearrow$ et si $\lambda \nearrow$

A α donné, si $\lambda \nearrow$ $C_z \nearrow$ et $C_x \searrow$ donc $f \nearrow$

Si $\lambda \searrow$ l'incidence de $C_z \max \searrow$

Un winglet augmente λ et diminue $C_x i$ d'où amélioration de la finesse et économie de carburant.

La traînée induite est proportionnelle à C_z^2

A $V_i = \text{cte}$, $F_x i$ est fonction de la masse de l'avion.

Si V_i double, $F_x p$ est $\times 4$

Lorsque V_i double, $C_x i$ est $\times 1/16$ et $F_x i$ est $\times 1/4$

La traînée totale est minimale quand $F_x p = F_x i$

La traînée totale \searrow lors d'une accélération de $C_z \max$ vers $V \max$

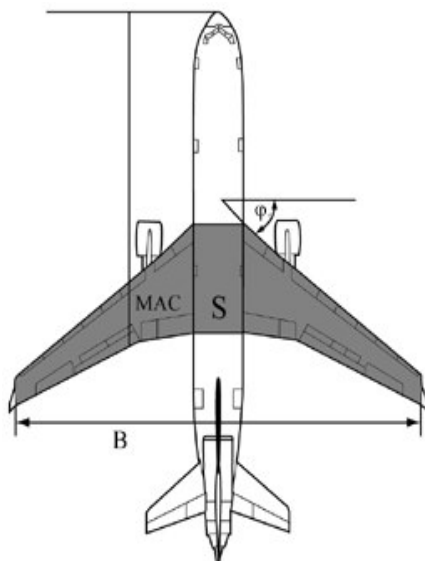
Le rapport de $f \max$ est $(C_z / C_x) \max$.

La distance maximum de plané d'un aéronef dépendra du vent et de C_z / C_x qui varie avec l'angle d'incidence.

Lorsque $Z \nearrow$, le meilleur angle de montée et le meilleur taux de montée \searrow .

Pour qu'une aile soit stable la pente de la courbe $C_m = f(a)$ soit négative.

VOILURE - AILE



l_m : Corde moyenne (MAC) $l_m = \frac{S}{B} = \frac{\text{Surface de référence}}{\text{Envergure}}$

λ : Allongement $\lambda = \frac{B}{l_m} = \frac{B^2}{S}$

φ : Flèche

Si la flèche de l'aile augmente :

Le gradient de portance diminue.

La finesse max diminue.

Effet de sol plus important si la flèche est plus prononcée.

L'incidence de $C_z \max$ ↗ (fort cabrage au décollage et atterrissage).

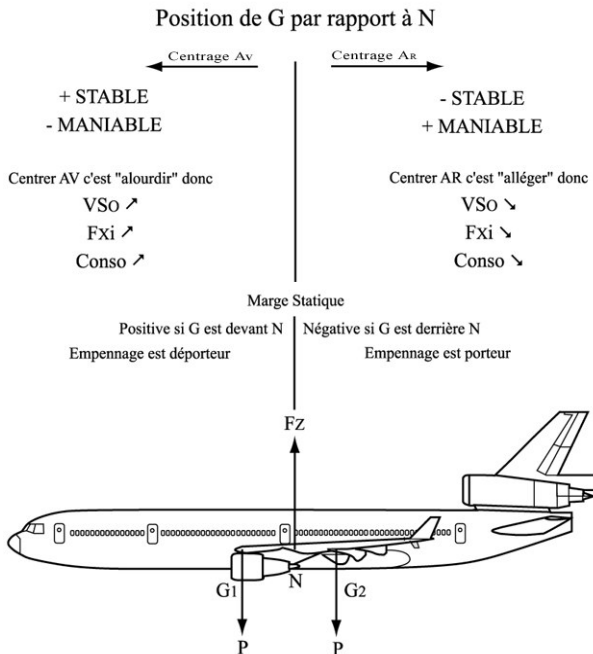
Aile en flèche : Si Z ↗ la stabilité statique latérale et dynamique ↘

Aile en flèche moins affectée par les turbulences.

L'aile en flèche décrochera du bout d'aile et le centre de poussée avancera.

STABILITÉ

L'aile seule est stable qu'a condition d'avoir $Cm_0 > 0$ 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).



Profil à double courbure le coefficient Cm_0 est Positif (>0) stable.
 Profil à simple courbure le coefficient Cm_0 est Négatif (<0) instable.

Profil symétrique le coefficient $C_{mo} = 0$

La stabilité dynamique n'est possible que lorsque l'aéronef est statiquement stable autour de l'axe correspondant.

Le centre de poussée E est le point d'application de la résultante aérodynamique sur la corde de profil.

E dépend de C_z , donc de l'incidence.

Profil à double courbure ou à simple courbure + empennage.

$C_{mo} > 0$, $\alpha \nearrow \rightarrow C_z \nearrow \rightarrow E$ recule

Profil à simple courbure

$C_{mo} < 0$, $\alpha \nearrow \rightarrow C_z \nearrow \rightarrow E$ avance

Le foyer est un point fixe où s'applique les variations de la force de portance lorsque l'incidence varie (à même configuration de l'avion).

F est à $0,25l$ et est fixe.

Le point neutre est la limite arrière du centrage. C'est le foyer de l'avion complet. Il est à $0,35l$ en arrière du foyer de l'aile.

Sorti des volets de bord de fuite :

$F_z \nearrow$ en arrière de G , le point d'application résultant recule donc couple piqueur.

Sorti des volets de bord d'attaque :

$F_z \nearrow$ en avant de G , le point d'application avance donc couple cabreur.

Sortie du train d'atterrissage :

$F_x \nearrow$, donc couple piqueur.

L'effort par g :

Trop grand : Risque d'effectuer un atterrissage dur.

Trop faible : Risque de dépassement du facteur de charge.

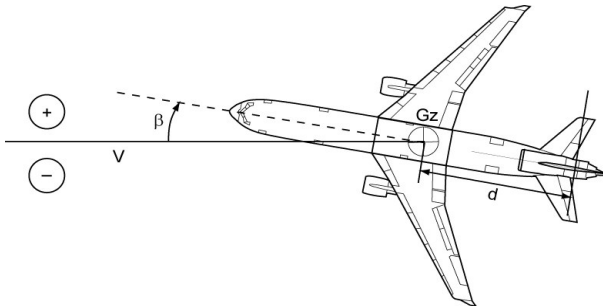
Si $Z \nearrow$, l'effort \searrow

Influence du nombre de Mach sur la position de F :

Si $M \nearrow$, F recule, M^T piqueur, Stabilité \searrow

STABILITÉ STATIQUE TRANSVERSALE DE ROUTE

Le moment aérodynamique de lacet d'un avion est déterminé en soufflerie. Le dérapage β 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.



Le fuselage a une action **déstabilisante**.

L'empennage vertical a une action **stabilisante**.

Un centrage arrière est **déstabilisant**.

Une forte incidence a une action **déstabilisante**.

Les voilures en flèches ont un effet **stabilisant**.

Si les moteurs sont installés en avant de G , action **déstabilisante**

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.

En virage à droite : $F_{z_D} > F_{z_G}$

L'incidence est inférieure à α de C_z maxi :

$\alpha_{\text{aile desc}} > \alpha_{\text{aile mont}} \rightarrow F_{z_{\text{aile desc}}} > F_{z_{\text{aile mont}}} \rightarrow \text{amortissement}$

Si $Z_p \nearrow$, $\rho \searrow$ l'amortissement diminue avec l'altitude.

L'incidence est supérieure à α de C_z maxi :

Si l'incidence sur l'aile descendante dépasse l'incidence de C_z maxi, l'aile va décrocher : C'est l'auto-rotation.

La tendance à l'auto-rotation sera plus marquée pour une aile droite qu'une aile delta.

INDUCTION

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

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

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, l'aileron de l'aile extérieure (baissé) traîne plus que l'aileron intérieur (levé). Il s'en suit :

Un mouvement de lacet. 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 \searrow > 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 part de la stabilité dynamique transversale.

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.

Un dièdre négatif diminue la stabilité latérale.

Si un aéronef est en instabilité statique longitudinale, il sera dynamiquement instable.

STABILITÉ DYNAMIQUE TRANSVERSALE

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 : 'est un phénomène dû au couplage lacet roulis.

Les risques qu'il survienne sont d'autant plus importants que la vitesse indiquée est faible.

La sensibilité au roulis hollandais sera augmentée par une stabilité statique latérale accrue.

SI CG recule, plus grande tendance au Roulis hollandais.

Le "mode période courte" est une oscillation autour de l'axe latéral

VOL A POUSSÉE DISSYMMÉTRIQUE

Vol ailes horizontales :

Moteur gauche en panne, ailes horizontales, vol stabilisé, bille au milieu.

Vol ailes inclinées :

Moteur gauche en panne, ailes inclinées, vol stabilisé, bille à droite.

COMPENSATION D'ÉVOLUTION

Systemes destinés à **diminuer** les efforts sur les commandes des gouvernes.

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

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

COMPENSATION DE RÉGIME

Systemes destinés à **annuler** l'effort aux commandes pour un braquage et un régime donnés. Ils peuvent être également le secours des commandes principales de vol en cas de rupture.

Systemes 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)

Systemes 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.

Flutter

- Vibration très dangereuse, auto excitée, résultant du couplage d'une oscillation de torsion et d'une oscillation de flexion.

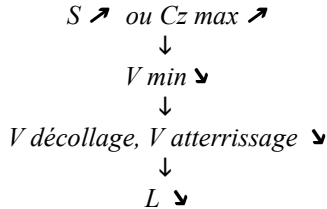
Inversion

- La partie fixe se vrille (torsion) sous l'action des forces aérodynamiques.

DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS

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

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



Dispositifs de bord d'attaque :

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

$C_z \text{ max } \nearrow \text{ et } \alpha \nearrow$

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)

$C_z \text{ max } \nearrow$ et $C_x \nearrow$, $\alpha \searrow$ légèrement

Dispositifs divers :

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

FREINS AÉRODYNAMIQUES

Aérofrenes :

- But : Diminuer la V en approche, à l'atterrissage et en accélération arrêt, augmenter les performances de descente.

Influence sur la polaire :

$C_z = \text{cte}$, $C_x \nearrow$, $f \text{ max } \searrow$

Spoilers :

- But :

En utilisation dissymétrique, aider au gauchissement.

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.

Influence sur la polaire :

$C_z \searrow$, $C_x \nearrow$, $f \text{ max } \searrow$

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°).

- 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 montée 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

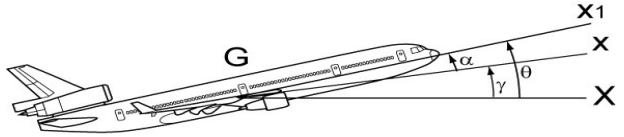
ascendante : $n = 1 + \frac{k F U V}{Mg / S}$ *descendante* : $n = 1 - \frac{k F U V}{Mg / S}$

Variation au cours d'une rafale horizontale :

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

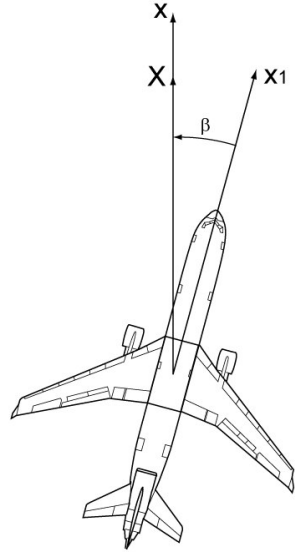
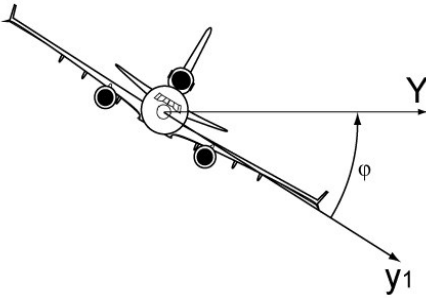
ANGLES

θ = Assiette
 γ = Pente
 α = Incidence



Si $\gamma > 0$, θ est > 0 , l'avion monte.
Si $\gamma < 0$, θ est < 0 , l'avion descend.
Si $\gamma = 0$, $\theta = \alpha$, l'avion est en palier.

β = Angle de dérapage



φ = Inclinaison latérale

VOL HORIZONTAL UNIFORME

Equation de vol :

Equation de sustentation : $P = Fz$

En fonction de : - ρz et V

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

- σ et V

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

- V_E

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

Equation de propulsion : $Tu = Fx$

En fonction de : - ρz et V

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

- σ et V

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

- V_E

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

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

Equation de propulsion simplifiée :

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

Nota : $Tu = Tn$ en newtons et P en newtons

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

W_n min correspond à : α_3 et est situé entre α_4 et α_2 :

Influence de l'altitude (Z_p) sur W_n :

Pour un même incidence et un même poids : $W_n = \frac{W_{n0}}{\sqrt{\sigma}}$

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

Influence du poids (P) sur W_n :

Pour un même incidence et un même altitude : $\frac{W_{n2}}{W_{n1}} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{3/2}$

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 : $W_m = C_m \times \omega$

La puissance utilisable est égale à : $W_u = W_m \times \eta_h$

Courbe $W_u = f(V_p)$

- Les variations de W_u avec V sont dues aux variations de η_h avec V .

à $W_m = Cte$ et V qui augmente, on a :

- $\eta_h \nearrow$ $W_u \nearrow$

- puis, $\eta_h = Cte$ $W_u = Cte$

- ensuite, $\eta_h \searrow$ $W_u \searrow$

- Influence de l'altitude (moteur atmosphérique) :

Si $Z \nearrow$ débit masse air \searrow débit carburant \searrow $W_m \searrow$ $W_u \searrow$.

Consommation (C_{sp}) :

C'est la consommation horaire par unité de puissance.

$$C_{sp} = \frac{Ch}{W_m}$$

Unités :

- C_{sp} en $kg/Cv.h$

- W_m en Cv ($1Cv = 736$ watts)

- Ch en kg/h

Ordre de grandeur : $C_{sp} = de 0,2 \text{ à } 0,3 \text{ kg/Cv.h}$

GTR (Groupe Turboréacteur) :

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

$Qa = Q_t$ d'air

$W =$ Vitesse d'éjection

$Qc = Q_t$ de carburant

$V =$ Vitesse d'entrée

- Influence de l'altitude :

Si $Z \nearrow Qa \searrow Qc \searrow Tu \searrow$

En fait $Tu_z = Tu_0 \sigma^K$. 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) $\times V$

Consommation (C_{sp}) :

C'est la consommation horaire par unité de poussée.

$$C_{sp} = \frac{Ch}{Tu}$$

Unités :

- C_{sp} en kg/N.h

- Tu en Newtons

- Ch en kg/h

Ordre de grandeur : $C_{sp} =$ de 0,035 à 0,06 kg/N.h

GTR (Groupe Turbopropulseur) :

La puissance utilisable totale est donnée par

- L'hélice : $Wu \text{ hélice} = Wm \cdot \eta h$

- La poussée résiduelle : $Wu \text{ réacteur} = T_{UR} \cdot V$

Donc : $Wu \text{ totale} = Wu \text{ hélice} + Wu \text{ réacteur}$

$Wu \text{ totale} = (Wm \cdot \eta h) + (T_{UR} \cdot V)$

Courbe $Wu = f(V)$

$Wu \text{ hélice}$ est une Cte comme pour le GMP

$Wu \text{ réacteur}$ 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 :

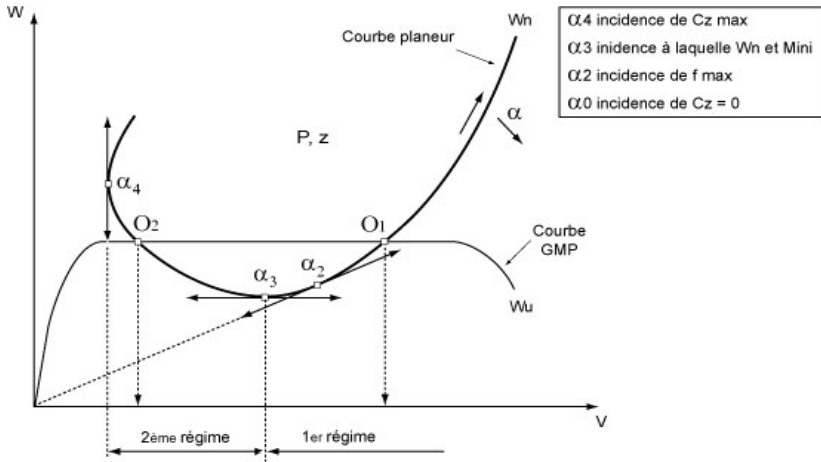
- Csp en kg/Cv.h

- Wm en Cv (1Cv = 736 watts)

- Ch en kg/h

Ordre de grandeur : Csp = de 0,15 à 0,18 kg/Cv.h

Diagrammes :



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

Quand $W_u = W_n$ ou $T_u = T_n$ l'avion est en palier.

Elle définit deux régimes de vol :

- le 1^{er} régime quand W_n ou T_n et V varient dans le même sens.
- Le deuxième régime quand W_n ou T_n et V varient en sens inverse.

Pour un GMP l'incidence de séparation des deux régimes de vol est α_3 , incidence de W_n 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 α_2 incidence de finesse max.

Pour un GTP l'incidence de séparation des deux régimes de vol est située entre α_3 et α_2 . Cette incidence dépend des caractéristiques du moteur, plus précisément de la répartition entre W_u hélice et W_u réacteur.

Energie totale :

En vol en croisière, en régime stabilisé :

Energie total = Energie cinétique + Energie potentielle

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

$$E_t = E_c + E_p = \text{Cte}$$

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

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

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

- Altitude totale :

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

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

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 $C_x = 0,015 + 0,05 C_z^2$. ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$)

Calculer le C_x de profil :

$$C_x = C_{xp} + C_{xi} = 0,015 + 0,05$$
$$C_{xp} = 0,015$$

Calculer l'allongement (λ) :

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda} \rightarrow 0,05 = \frac{l}{\pi \lambda} \rightarrow \lambda = \frac{l}{\pi \cdot 0,05} \rightarrow \lambda = 6,366$$

Calculer l'envergure (B) :

$$\lambda = \frac{B^2}{S} \rightarrow B = \sqrt{\lambda \cdot S} \rightarrow B = \sqrt{6,366 \times 270} \rightarrow B = 41,47 \text{ m}$$

Calculer la finesse max (f_{max}) :

On sait que :

$$C_x f_{max} = 2a \quad C_z f_{max} = \sqrt{\frac{a}{b}} \quad f_{max} = \sqrt{\frac{l}{4ab}}$$

$$\left. \begin{array}{l} C_x f_{max} = 2 \times 0,015 = 0,03 \\ C_z f_{max} = \sqrt{\frac{0,015}{0,05}} = 0,547 \end{array} \right\} f_{max} = \frac{C_z}{C_x} = \frac{0,547}{0,03} = 18,23$$

Ou alors :

$$f_{max} = \sqrt{\frac{l}{4ab}} = \sqrt{\frac{l}{4 \times 0,015 \times 0,05}} = 18,26$$

Calculer la V_v de f max (V_p de f max) :

Equation de sustentation :

$$P = \frac{1}{2} \rho_z S V^2 C_z \rightarrow V = \sqrt{\frac{2P}{\rho_z S C_z}}$$

$$\rho_z = \frac{20-5}{20+5} = \frac{15}{25} = 0,6$$

$$\sigma = \frac{\rho_z}{\rho_0} \rightarrow \rho_z = \rho_0 \cdot \sigma \rightarrow \rho_z = 1,225 \times 0,06$$

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

Calculer la V_E de f max (V_E de f max) :

On sait que : $V_P = \frac{V_E}{\sqrt{\sigma}} \rightarrow V_E = V_P \cdot \sqrt{\sigma}$

$$V_E = 158,6 \cdot \sqrt{0,6} = 122,85 \text{ m/s}$$

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

Equation de propulsion simplifiée :

$$T_u = T_n = \frac{P}{f} \rightarrow T_n = \frac{140000 \times 9,81}{18,23} = 75337 \text{ newtons}$$

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

$$W_n = T_n \cdot V \rightarrow W_n = 75\,337 \times 158,6 = 11\,948\,448 \text{ watts}$$

$$En \text{ Cv} = \frac{11\,948\,448}{736}$$

$$W_n = 11\,948 \text{ kW} = 16\,234 \text{ Cv}$$

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

$$\sigma_{5000} = 0,6 \rightarrow W_{n5000} = 16\,234 \text{ Cv}$$

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

$$\left. \begin{array}{l} W_{n5000} = \frac{K}{\sqrt{0,6}} \\ W_{n10000} = \frac{K}{\sqrt{0,333}} \end{array} \right\} \frac{W_{n5000}}{W_{n10000}} = \frac{\frac{K}{\sqrt{0,6}}}{\frac{K}{\sqrt{0,333}}} = \frac{\sqrt{0,333}}{\sqrt{0,6}}$$

$$W_{n10000} = W_{n5000} \cdot \sqrt{\frac{0,6}{0,333}} = 16\,243 \cdot \sqrt{\frac{0,6}{0,333}} = 21\,791 \text{ Cv}$$

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

Calculer W_n :

$$\frac{W_{n140t}}{W_{n130t}} = \frac{K\sqrt{140^3}}{K\sqrt{130^3}} \rightarrow W_{n130t} = W_{n140t} \cdot \sqrt{\left(\frac{130}{140}\right)^3}$$

$$W_{n130t} = 21\,791 \cdot \sqrt{\left(\frac{130}{140}\right)^3} = 19\,498 \text{ Cv} = 14\,351 \text{ kW}$$

Calculer V :

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

$$V_{10000} = V_{5000} \cdot \sqrt{\frac{0,6}{0,333}} = 158,6 \cdot \sqrt{\frac{0,6}{0,333}} = 212,9 \text{ m/s}$$

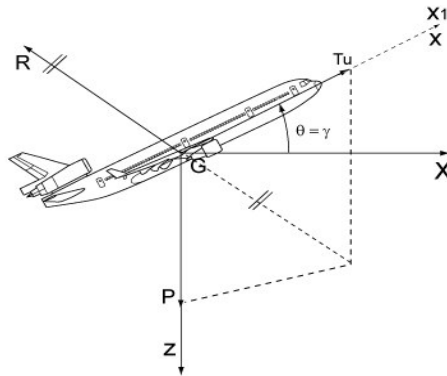
$$\frac{V_{140t}}{V_{130t}} = \frac{K\sqrt{140}}{K\sqrt{130}} \rightarrow V_{130t} = V_{140t} \cdot \sqrt{\frac{130}{140}}$$

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

Calculer V_E :

$$V_E = V \cdot \sqrt{\sigma} = 205 \cdot \sqrt{0,333} = 118,30 \text{ m/s}$$

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° 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 : $Tu = Fx + P \sin \gamma$

Application numérique :

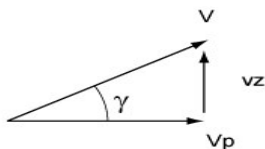
Pour faire monter un avion de masse 100 tonnes suivant une pente de montée de 10° , quelle augmentation de poussée doit afficher le pilote ?

$$\begin{aligned} \Delta Tu &= P \sin \gamma & \Delta Tu &= 100000 \cdot 9,81 \cdot \sin 10^\circ \\ &= 170\,349 \text{ N} \end{aligned}$$

Performances :

Les performances qui caractérisent la montée sont :

- La vitesse ascensionnelle, v_z (vario)



$$\sin \gamma = \frac{v_z}{v}$$

$$v_z = \frac{W_u - W_n}{P} = \frac{\Delta W}{P}$$

- La pente de montée (γ) :

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{v_z}{V_p} = \frac{T_u}{P} - \frac{l}{f} \quad P\% = 100 \left(\frac{T_u}{P} - \frac{l}{f} \right)$$

Nota : Dans cette formule si on emploie :

- La V_p , on obtient la pente air

- la V_s , on obtient la pente sol

$$\operatorname{tg} \gamma_{\text{air}} = \frac{v_z}{V_p} \quad \operatorname{tg} \gamma_{\text{sol}} = \frac{v_z}{V_s}$$

Courbe $v_z = f(V)$:

GMP (Groupe Motopropulseur) :

La vitesse de pente max ($V\gamma_{max}$) est appelée V_x (Pente air).

La vitesse de ascensionnelle max (V_z_{max}) est appelée V_y .

- v_z_{max} correspond à l'incidence $\alpha\beta$ de W_n min.

- γ_{max} correspond à l'incidence $\alpha > \alpha\beta$; est fonction de la W_u , donc de la W_m .

L'avion ira d'autant plus haut que la différence de W sera grande, c'est à dire quand W_m sera maximale et que W_n sera minimal ($\alpha\beta$).

L'incidence plafond de propulsion est donc l'incidence $\alpha\beta$ de W_n min.

Influence des trains :

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

On a donc :

- $V_z_{max} \searrow$

- $\gamma_{max} \searrow$

Influence des volets hypersustentateurs de bord de fuite :

Lorsque le braquage des volets augmente :

- $V_z_{max} \searrow$ un peu d'abord, beaucoup ensuite.

- $\gamma_{max} \nearrow$ puis \searrow

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

Influence de la panne moteur :

Si on conserve la même vitesse V_z_{max} et $\gamma_{max} \searrow$

Avec $N-1$ on a la V_z_{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 V_x (Pente air).

La vitesse de ascensionnelle max (V_z max) est appelée V_y .

- v_z max correspond à l'incidence $\alpha < \alpha_2$; est fonction de $\tan \delta$, donc de la T_u .

- γ_{max} correspond à l'incidence α_2 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 α_2 de finesse max.

Calcul du plafond de propulsion :

À l'altitude plafond, l'avion est en palier donc : $T_{u_z} = T_n$

T_{u_z} est la poussée à l'altitude plafond : $T_{u_z} = T_{u_0} \cdot \sigma$

T_n est la poussée nécessaire pour voler à l'incidence de vol choisie (ici

α_2 , finesse max pour avoir Z max). $T_n = \frac{P}{f_{max}}$

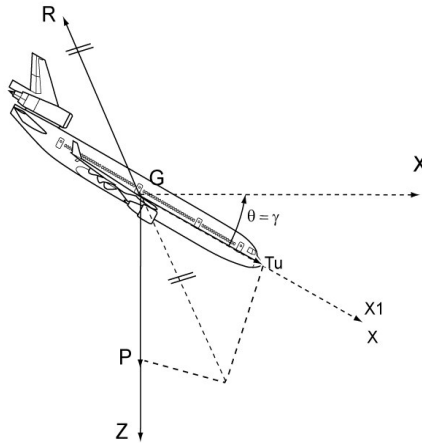
On peut donc calculer la densité de cette altitude plafond.

$$\sigma = \frac{20 - Z}{20 + Z} = \frac{T_n}{T_{u_0}}$$

GTP (Groupe Turbopropulseur) :

v_z max et γ_{max} 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° 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 :

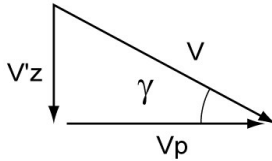
- Equation de sustentation : $P \cos \gamma = Fz$

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

Performances :

Les performances qui caractérisent la descente sont :

- La vitesse descensionnelle, $v'z$ (vario)



$$v'z = \frac{Wn - Wu}{P} = \frac{\Delta W}{P}$$

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

- La pente de descente (γ) :

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

Nota : Dans cette formule si on emploie :

- La Vp , on obtient la pente air

- la Vs , on obtient la pente sol

$$\text{tg } \gamma_{\text{air}} = \frac{v'z}{Vp} \quad \text{tg } \gamma_{\text{sol}} = \frac{v'z}{Vs}$$

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

Courbe $v'z = f(V)$:

Cas du planeur seul :

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

- $v'z$ mini correspond à l'incidence $\alpha 3$ de Wn min.
- γ_{min} correspond à l'incidence $\alpha 2$ de finesse max.

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

$$t_{\text{vol}} = \frac{Z}{v'z}$$

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 ?

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

D maximal à l'incidence $\alpha 2$ de f max..

Influence du moteur :

On a donc :

- Si $W_m \nearrow$ $W_u \nearrow$ $v'z \searrow$ et $\gamma \searrow$ (les valeurs absolues de $v'z$ et γ diminuent).
- Parallèlement si $W_u \nearrow$, la vitesse de pente minimale \searrow

Influence des volets :

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

La V_z 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 $\frac{mg}{100}$, soit une

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

$$0,1m/s = 0,2 kt$$

$$\text{Donc : } 0,1m/s^2 = 0,2 kt/s$$

$$1\% \text{ pente} \rightarrow \pm 0,2 kt/s$$

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 ?

$$\Delta V = -0,2 \text{ kt/s} \times 5\% = -1 \text{ kt/s}$$

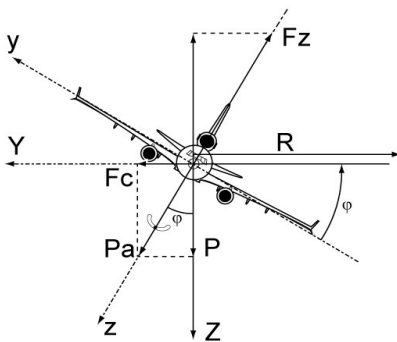
Donc en 5 secondes : $\Delta V = -5 \text{ kt} \rightarrow 125 \text{ kt au badin}$

FACTEUR DE CHARGE (n)

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

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

Forces :



- ϕ = Inclinaison latérale
- \vec{F}_c = Force centrifuge
- \vec{P} = Poids de l'avion
- R = Rayon de virage
- \vec{P}_a = Poids apparent dans le plan de symétrie, la bille est au milieu

Facteur de charge :

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

Donc :

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

Rayon de virage :

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

On peut établir que :

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

ω = 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°/min ou encore π rad/min :

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

$$\text{ou } \omega = \frac{\pi}{60} = 0,05 \text{ rad / s}$$

Taux 2 c'est le double du taux 1, $360^\circ/\text{min}$ correspondant à $\omega = 6^\circ/\text{s}$ ou $0,1 \text{ rad/s}$

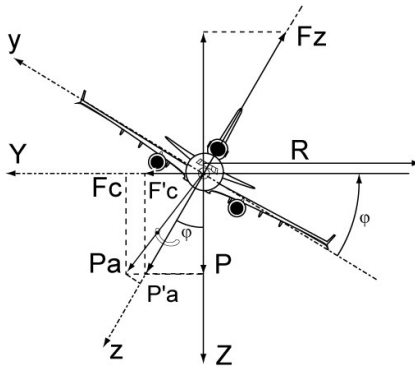
Puissance en virage à Z et vitesse constante :

$$W_{m_{\text{vir}}} = W_m \cdot \sqrt{n^3}$$

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

Virage dérapé :

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



Remèdes :

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

Virage glissé :

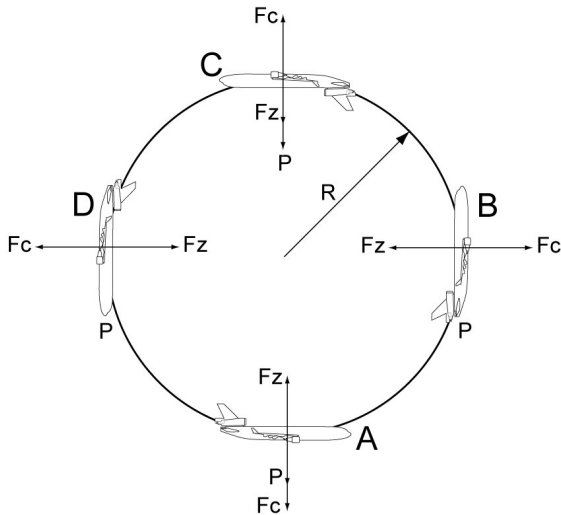
Pour une inclinaison donnée, F_c est trop faible d'où P_a est plus faible qu'en virage correct, bille au milieu. P_a n'est pas dans le plan symétrique, la bille n'est pas au milieu.

Remèdes :

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

Boucle normale :

V et R sont constants.



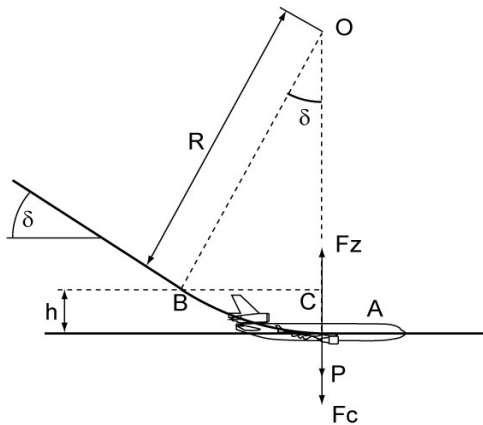
En A (ressource) :
$$n = 1 + \frac{V^2}{R.g}$$

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

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

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 $n \leq 1,2$ on a :

$$\omega \leq \frac{0,2 g}{V} \quad \omega \text{ en rad/s, } g \text{ en m/s}^2 \text{ et } V \text{ en m/s}$$

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

$$\omega \text{ °/s} \leq \frac{220}{V(kt)}$$

Synthèse des formules :

$$n = \frac{1}{\cos \varphi} \quad V_{\text{virage}} = V \cdot \sqrt{n}$$

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

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

$$\text{Si } n \leq 0,2 \quad \text{alors} \quad \omega_{\text{rad/s}} = \frac{0,2 \cdot g}{V (\text{m/s})} \quad \text{ou} \quad \omega_{\text{s}} = \frac{220}{V (\text{kt})}$$

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

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

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

POINTS CARACTÉRISTIQUES DE LA POLAIRE

Avions équipés de GMP

1) Vitesse minimale :

$$- V_{min} = \sqrt{\frac{2P}{\rho z S C_{z_{max}}}}$$

- Vitesse minimale à l'incidence α_4 de C_z max.

2) Séparation des deux régimes de vol à l'incidence α_3 de W_n 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 α_3 de W_n 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.

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

- Rayon d'action maximal à l'incidence α_2 de f max.

- Rayon d'action maximal avec :

- Vent nul ($V_e = 0$) en α_2 incidence de f max.

- Vent arrière ($V_e > 0$) à $\alpha > \alpha_2$

- Vent arrière ($V_e < 0$) à $\alpha < \alpha_2$

5) Plafond de propulsion à l'incidence α_3 de W_n min.

6) Montée :

- V_z max à l'incidence α_3 de W_n min.

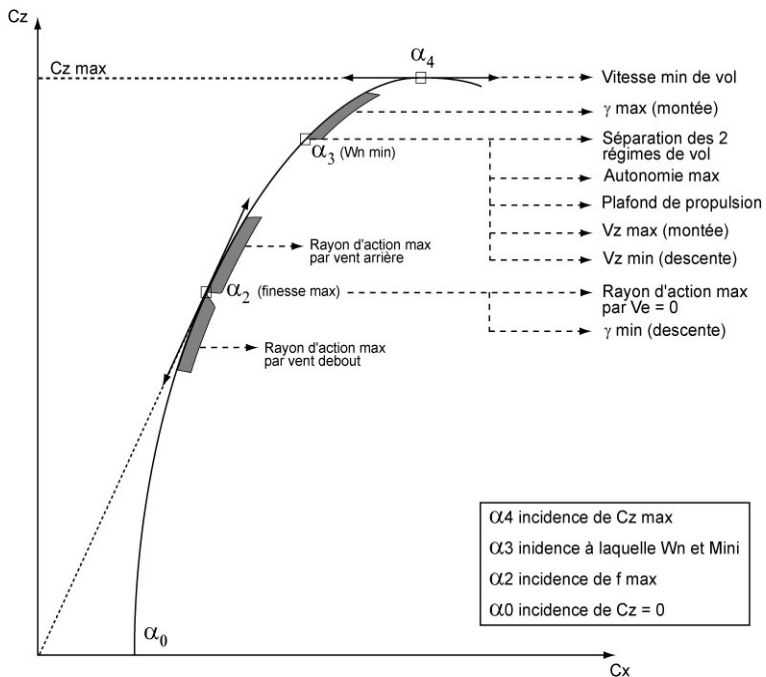
- γ max (pente air) à une incidence $\alpha > \alpha_3$, fonction de W_m .

7) Descente :

- V'_z min à l'incidence α_3 de W_n min.

- γ min (pente air) à une incidence α_2 de f max.

8) Synthèse sur la polaire



Avions équipés de GTR

1) Vitesse minimale (idem GMP) :

$$- V_{min} = \sqrt{\frac{2P}{\rho z S C_{zmax}}}$$

- Vitesse minimale à l'incidence α_2 de f_{max} .

2) Séparation des deux régimes de vol à l'incidence α_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 α_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.

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

- Rayon d'action maximal à l'incidence α_1 correspondant à

$$\frac{Cx}{\sqrt{Cz}} \text{ minimal}, \text{ ou encore à } \frac{Tn}{Vp} \text{ minimale}$$

- 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 ($V_e = 0$) en α_1 incidence de $\frac{T_n}{V_p}$ minimal.

- Vent arrière ($V_e > 0$) à $\alpha > \alpha_1$

- Vent arrière ($V_e < 0$) 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 α_2 de T_n min ou de f max.

7) Montée :

- V_z max à l'incidence $\alpha > \alpha_2$, fonction de T_u .

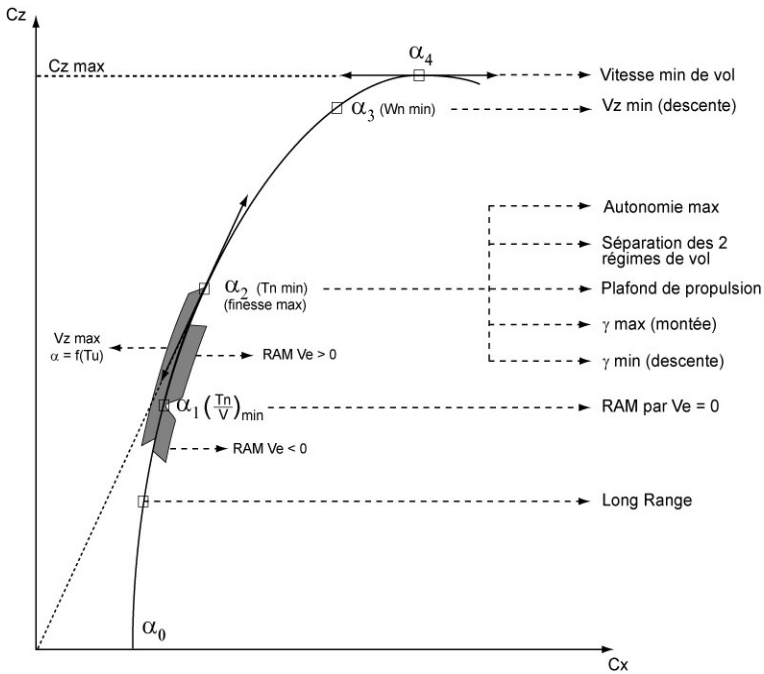
- y max (pente air) à une incidence α_2 , de f max.

8) Descente :

- V_z min à l'incidence α_3 de W_n min.

- γ min (pente air) à une incidence α_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

2^{ème} forme de l'équation de sustentation

1^{ère} forme :

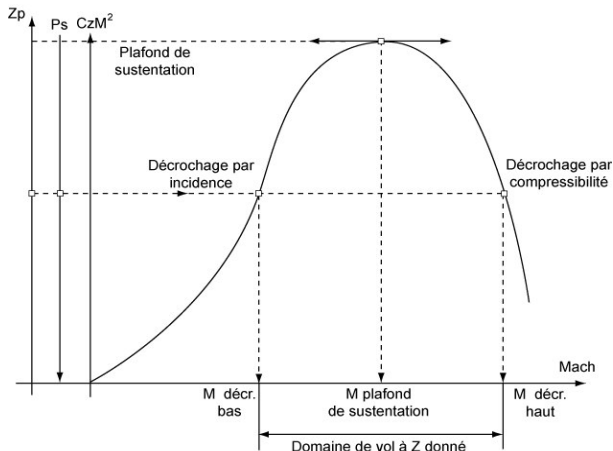
$$P = \frac{1}{2} \rho z S V^2 C_z$$

2^{ème} forme en fonction du Mach :

$$P = 0,7 . p_s . S . C_z . M^2$$

Domaine de vol :

Voilure subsonique :

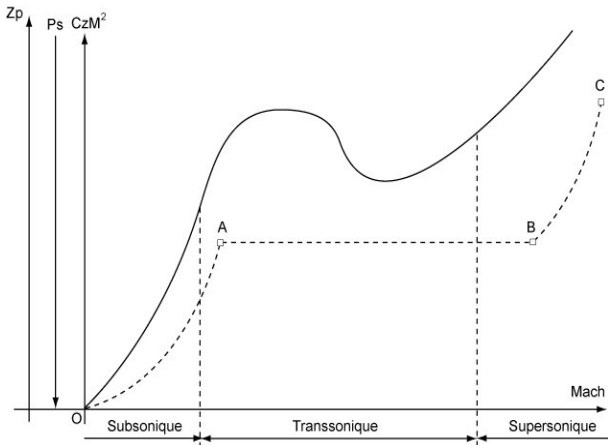


La courbe fait apparaître pour un avion donné (P , S) :

- 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 décrochage 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.

HÉLICE

L'angle d'incidence d'une pale d'hélice à calage fixe augmente lorsque la vitesse et le régime moteur diminuent.

Vu de l'arrière, une hélice tourne à droite. L'effet de la poussée asymétrique en montée provoquera un mouvement de lacet de l'avion vers la gauche

Un avion équipé d'une hélice à vitesse de rotation constante est en descente plané avec la manette des gaz sur réduit est le moteur au ralenti. Si la manette d'hélice était tirée vers l'arrière le gradient de descente diminuerait et les RPM aussi.

Les changements des effets de précession gyroscopique d'une hélice sont roulis et tangage.

Durant le roulage sur un avion avec les hélices qui tournent dans le sens des aiguilles d'une montre le couple augmente le poids sur la roue gauche et diminue, le poids sur la roue droite.

Si vous diminuez le pas de l'hélice pendant la descente avec la puissance sur réduit à IAS constante, la finesse de l'aéronef diminuera.

Avec une hélice à vitesse constante, l'angle de pas augmente avec une augmentation de la vitesse