Vol Horizontal Uniforme

Forces :

Trois forces :

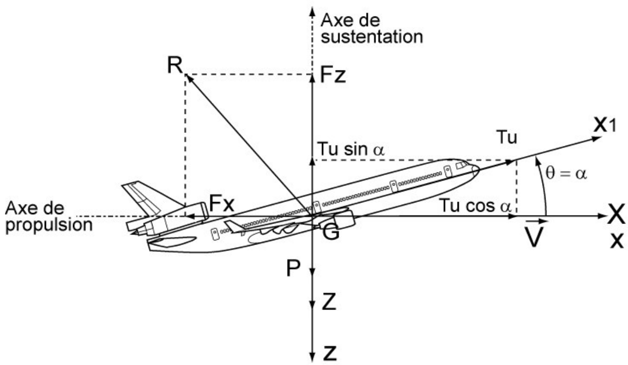
- Le poids ($\vec{P}$) du à la pesanteur

- La traction des hélices ou la poussée des réacteurs ($\vec{Tu}$) du aux moteurs.

- La résultante aérodynamique ($\vec{R}$) 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 : - 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 :

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

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

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

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

Nota : Tu = Tn en newtons et P en newtons

<u>Courbe « Planeur » :</u>

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 $\dfrac{Cx}{\sqrt{Cz^3}}$

En résumé :

Wn min correspond à :

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

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

Influence de l'altitude (Zp) sur Wn :

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

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

Influence du poids (P) sur Wn :

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

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

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 ηh *avec V.*

à Wm = Cte et V qui augmente, on a :

- $\eta h \nearrow \; Wu \nearrow$
- *puis,* $\eta h = Cte \;\; Wu = Cte$
- *ensuite,* $\eta h \searrow \; Wu \searrow$

- 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 à 0,3 kg/Cv.h

GTR (Groupe Turboréacteur) :

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

Qa = Qté d'air	*W = Vitesse d'éjection*
Qc = Qté 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 :

Si Z ↗ Qa ↘ Qc ↘ Tu ↘

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) 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 à 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 :* $Wu\ réacteur = Tu_R.V$

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

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) :

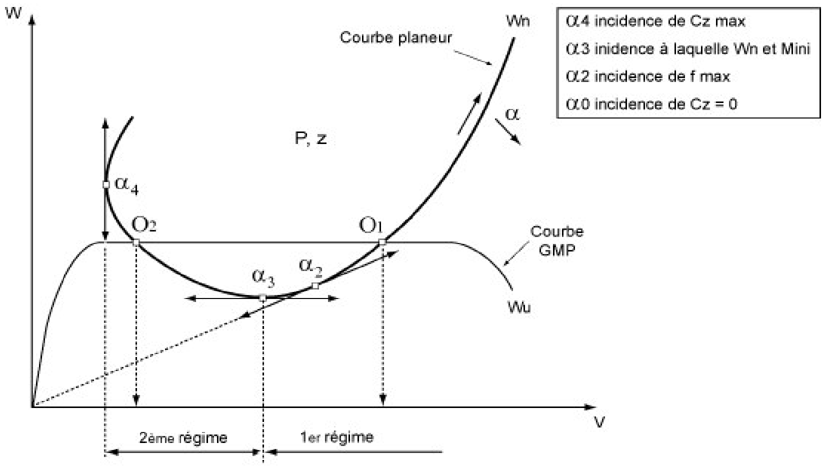
C'est la consommation horaire par unité de puissance.

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

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

Ordre de grandeur : Csp = de 0,15 à 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^er^ 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 α3, 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 α2 incidence de finesse max.

Pour un GTP l'incidence de séparation des deux régimes de vol est située entre $\alpha 3$ et $\alpha 2$. Cette incidence dépend des caractéristiques du moteur, plus précisément de la répartition entre Wu hélice et Wu réacteur.
<u>Energie totale :</u>

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 : $m\ \Delta V + m\ g\ \Delta z = 0$

$$\Delta z = -\frac{1}{11{,}3}\, Vm\ .\ \Delta V$$

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 m^2 et une polaire pouvant être assimilée à une parabole d'équation $Cx = 0,015 + 0,05\ Cz^2$. ($g = 9,81\ m/s^2$)

Calculer le Cx de profil :

$Cx = Cxp + Cxi = 0,015 + 0,05$
$Cxp = 0,015$

Calculer l'allongement (λ) :

$$Cxi=\frac{Cz^2}{\pi.\lambda} \rightarrow 0,05=\frac{1}{\pi.\lambda} \rightarrow \lambda=\frac{1}{\pi.0,05} \rightarrow \lambda=6,366$$

Calculer l'envergure (B) :

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

Calculer la finesse max (f max) :

On sait que :

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

$$\left.\begin{array}{l} Cx\ f\ max = 2\times 0,015 = 0,03 \\ Cz\ f\ max = \sqrt{\dfrac{0,015}{0,05}} = 0,547 \end{array}\right\} f\ max = \frac{Cz}{Cx} = \frac{0,547}{0,03} = 18,23$$

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 :

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

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

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

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

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

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

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

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

Equation de propulsion simplifiée :

$$Tu = Tn = \frac{P}{f} \;\rightarrow\; Tn = \frac{140000 \times 9,81}{18,23} = 75\,337\, newtons$$

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

$$Wn = Tn.V \;\rightarrow\; Wn = 75\,337 \times 158,6 = 11\,948\,448 \text{ watts}$$

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

$$Wn = 11\,948\,kW = 16234\,Cv$$

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

$$\sigma_{5000} = 0,6 \;\rightarrow\; Wn_{5000} = 16234\,Cv$$

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

$$\left.\begin{array}{l} Wn_{5000} = \dfrac{K}{\sqrt{0,6}} \\ Wn_{10000} = \dfrac{K}{\sqrt{0,333}} \end{array}\right\} \frac{Wn_{5000}}{Wn_{10000}} = \frac{\dfrac{K}{\sqrt{0,6}}}{\dfrac{K}{\sqrt{0,333}}} = \frac{\sqrt{0,333}}{\sqrt{0,6}}$$

$$Wn_{10000} = Wn_{5000} \,.\, \sqrt{\frac{0,6}{0,333}} = 16243 \,.\, \sqrt{\frac{0,6}{0,333}} = 21791\ Cv$$

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

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

$$Wn_{130t} = 21\,791 \, . \sqrt{\left(\frac{130}{140}\right)^3} = 19\ 498\,Cv = 14\ 351\,kW$$

Calculer V :

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

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

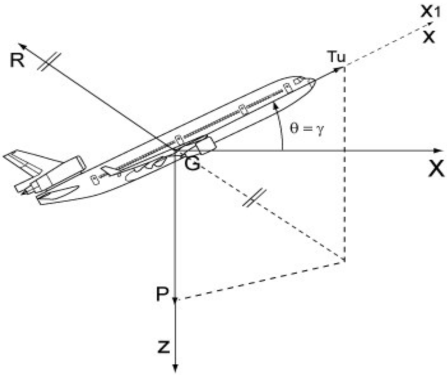
$$\frac{V_{140t}}{V_{130t}} = \frac{K\sqrt{140}}{K\sqrt{130}} \rightarrow V_{130t} = V_{140t} \, . \sqrt{\frac{130}{140}}$$

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

Calculer V_E :

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

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

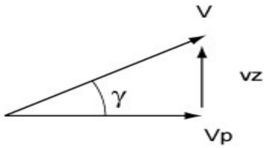
$\Delta Tu = P\sin\gamma$ $\quad\quad \Delta Tu = 100000\ .\ 9{,}81\ .\ \sin 10°$

$= \mathbf{170\ 349\ N}$

Performances :

Les performances qui caractérisent la montée sont :

- La vitesse ascensionnelle, vz (vario)



$$\sin\gamma = \frac{vz}{V}$$

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

- La pente de montée (γ) :

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

Nota : Dans cette formule si on emploie :

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

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

<u>Courbe vz = f(V) :</u>

GMP (Groupe Motopropulseur) :

La vitesse de pente max (Vγmax) est appelée Vx (Pente air).
La vitesse de ascensionnelle max (Vz max) est appelée Vy.

- *vz max correspond à l'incidence $\alpha 3$ de Wn min.*
- *γmax 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.

<u>Influence des trains :</u>

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

- *Vz max ↘*
- *γmax ↘*

<u>Influence des volets hypersustentateurs de bord de fuite :</u>

Lorsque le braquage des volets augmente :

- *Vz max ↘ un peu d'abord, beaucoup ensuite.*
- *γmax ↗ puis ↘*

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

<u>Influence de la panne moteur :</u>

Si on conserve la même vitesse Vz max et γmax ↘
Avec N-1 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 δ, donc de la Tu.*
- *γmax correspond à l'incidence $\alpha 2$ 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 $\alpha 2$ de finesse max.

Calcul du plafond de propulsion :

A l'altitude plafond, l'avion est en palier donc : $Tu_z = Tn$
Tu_z est la poussée à l'altitude plafond : $Tu_z = Tu_0 . \sigma$
Tn est la poussée nécessaire pour voler à l'incidence de vol choisie (ici $\alpha 2$, finesse max pour avoir Z max). $Tn = \dfrac{P}{f\,max}$

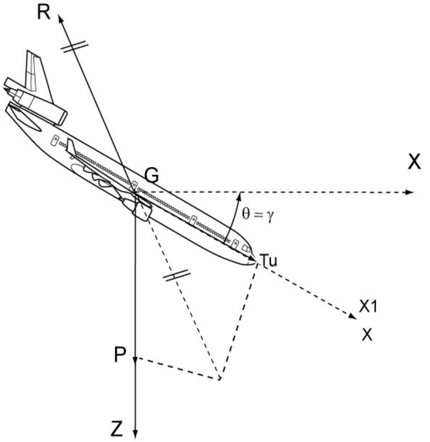
On peut donc calculer la densité de cette altitude plafond.

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

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° 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 :

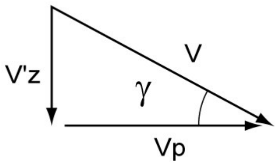
- *Equation de sustentation :* $P \cos\gamma = Fz$

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

<u>Performances :</u>

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) :

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

Nota : Dans cette formule si on emploie :

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

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

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 $\alpha 3$ de Wn min.
- γmin 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 ?*

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

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 ?*

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

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

Influence du moteur :

On a donc :

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

<u>Influence des volets :</u>

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.

<u>Application numérique :</u>

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).

<u>Equivalence Pente-Accélération :</u>

1% de pente donne une force T sur la trajectoire égale à $\frac{m\,g}{100}$*, soit une accélération de* $\frac{g}{100} \neq 0{,}1 m/s^2$

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

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

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 ?

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

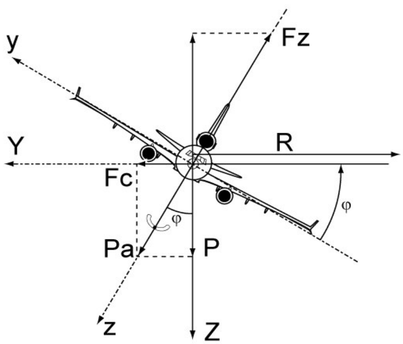
Donc en 5 secondes : $\Delta V = -\,5kt \rightarrow 125\,kt$ *au badin*

Facteur de charge (n)

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

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

Forces :



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

Facteur de charge :

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

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 :

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

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 :*

$$\omega = \frac{180°}{60} = 3° / s$$

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

Taux 2 *c'est le double du taux 1, 360°/min correspondant à* $\omega =$ *6°/s ou 0,1 rad/s*

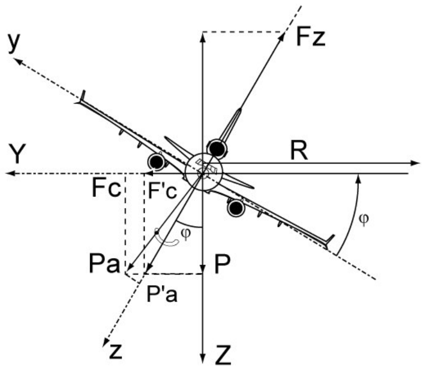
Puissance en virage à Z et vitesse constante :

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

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

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 :

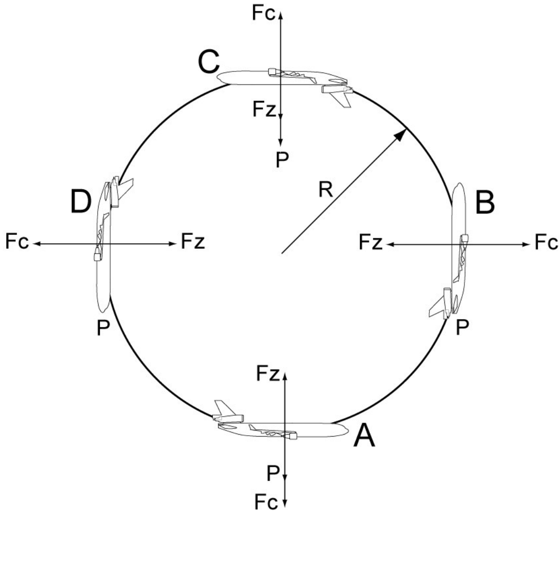
Pour une inclinaison donnée, Fc est trop faible d'où Pa est plus faible qu'en virage correct, bille au milieu. Pa n'est pas dans le plan symétrique, la bille n'est pas au milieu.

Remèdes :

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

Boucle normale :

V et R sont constants.



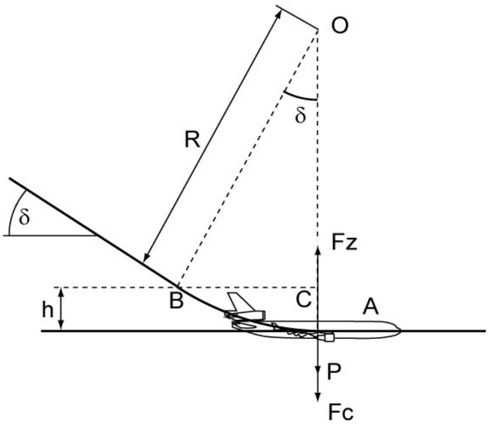
En A (ressource) : $$n = 1 + \frac{V^2}{R.g}$$

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

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

<u>L'arrondi :</u>

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 :*

$$\omega \leq \frac{0{,}2\,g}{V}$$ ω *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 :*

$$\omega°/s \leq \frac{220}{V(kt)}$$

Synthèse des formules :

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

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

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

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

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

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

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

Avions équipés de GMP

1) Vitesse minimale :

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

- *Vitesse minimale à l'incidence* α_4 *de Cz max.*

2) Séparation des deux régimes de vol à l'incidence α_3 *de Wn min.*

3) Autonomie max (régime adopté en attente) :

- *C'est le temps de vol maximal de l'avion.*
- $t = \dfrac{Q}{Ch}$
- *Autonomie maximale à l'incidence* α_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.*
- $D = \dfrac{Q}{Cd}$ *avec* $Cd = \dfrac{Ch}{Vs}$
- *Rayon d'action maximal à l'incidence* α_2 *de f max.*

- *Rayon d'action maximal avec :*
  - *Vent nul (Ve = 0) en* α_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 α_3 de Wn min.

6) Montée :

- Vz max à l'incidence α_3 de Wn min.

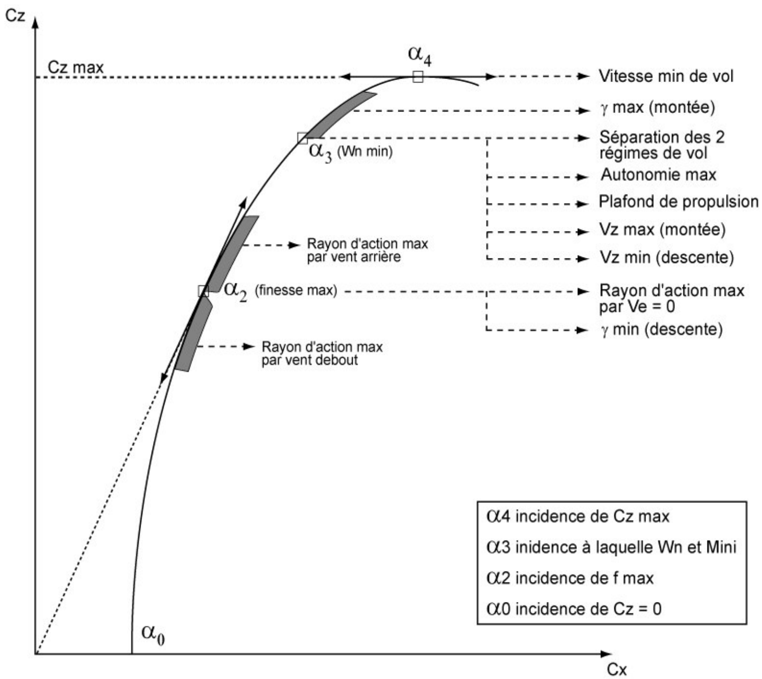
- y max (pente air) à une incidence $\alpha > \alpha_3$, fonction de Wm.

7) Descente :

- V'z min à l'incidence α_3 de Wn min.

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

8) Synthèse sur la polaire



Avions équipés de GTR

1) Vitesse minimale (idem GMP) :

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

- *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.*
- $t = \dfrac{Q}{Ch}$
- *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.*
- $D = \dfrac{Q}{Cd}$ *avec* $Cd = \dfrac{Ch}{Vs}$

- *Rayon d'action maximal à l'incidence* α_1 *correspondant à* $\dfrac{Cx}{\sqrt{Cz}}\ minimal$ *, ou encore à* $\dfrac{Tn}{Vp}\ minimale$

- *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 (Ve = 0) en α_1 *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 α_2 *de Tn min ou de f max.*

7) Montée :

- Vz max à l'incidence $\alpha > \alpha_2$*, fonction de Tu.*

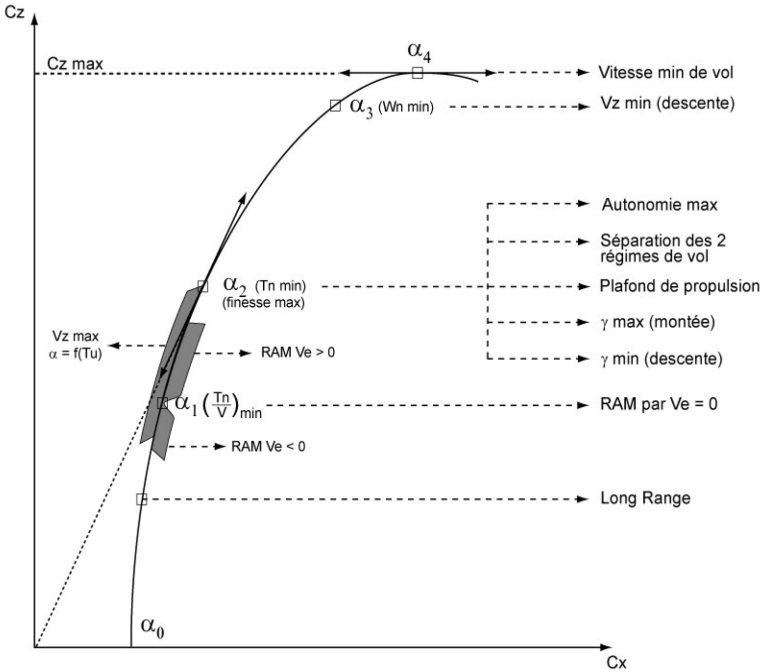
- y max (pente air) à une incidence α_2*, de f max.*

8) Descente :

- V'z min à l'incidence α_3 *de Wn 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.

2ème forme de l'équation de sustentation

1ère forme :

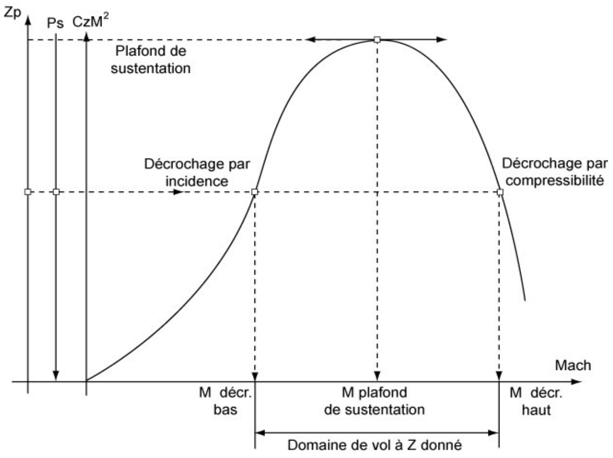
$$P = \frac{1}{2} \rho z \; S \; V^2 \; Cz$$

2ème forme en fonction du Mach :

$$P = 0{,}7 \,.\, ps \,.\, S \,.\, Cz \,.\, M^2$$

Domaine de vol :

Voilure subsonique :

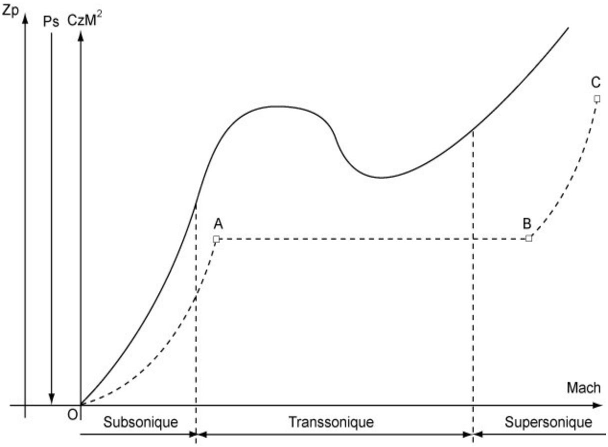


La courbe fait apparaître pour un avion donné (P, S) :

- *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.