

Aérodynamique et Eléments de mécanique du vol

Jeudi 05 février 2025

Les objectifs

A l'issue de cette formation vous saurez:

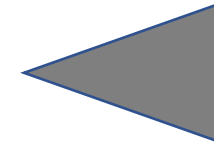
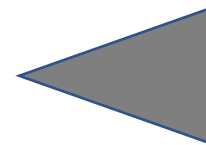
- Exposer l'écoulement de l'air sur un avion
- Expliquer ce qu'est le centre de poussée et le foyer
- Le vol stable et le vol instable
- Expliquer les notions de puissance utile et puissance nécessaire
- Rappels de sécurité

Le Fufu d'Azincourt



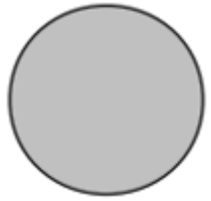
Un boulet conique

Fufu avait une idée pour une meilleure efficacité: le boulet en flèche



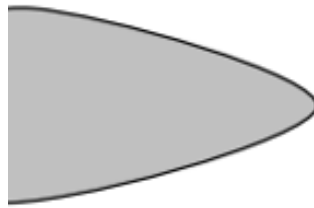
La forme postérieure du projectile

Fufu garde tes idées pour les anglais et la fin de la guerre de cent ans!



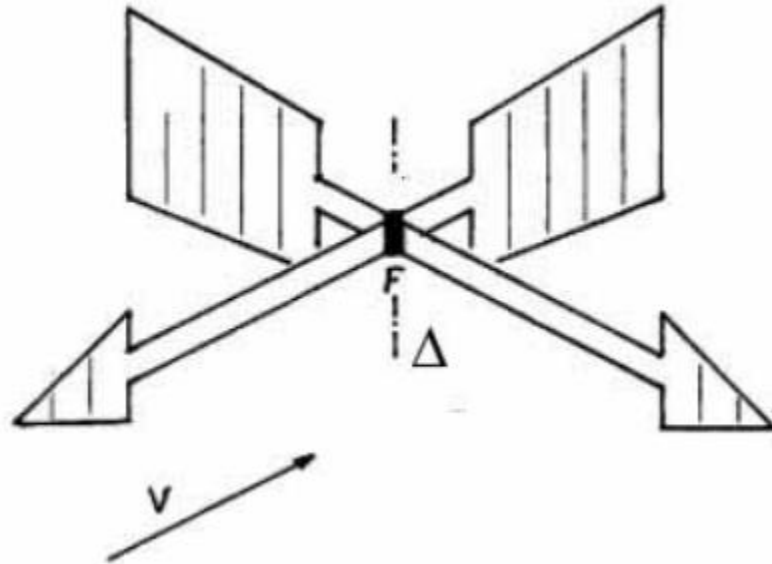
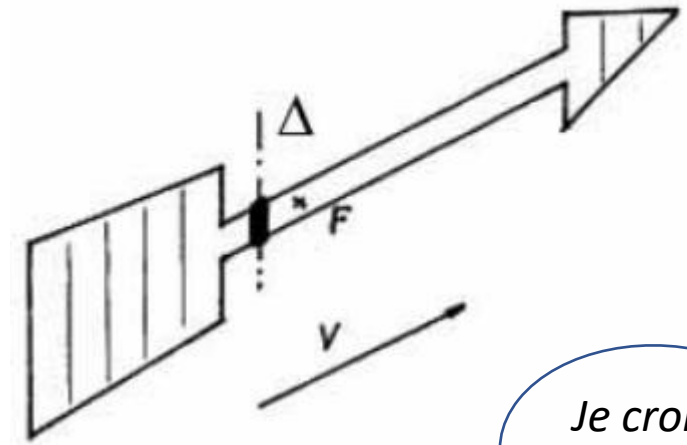
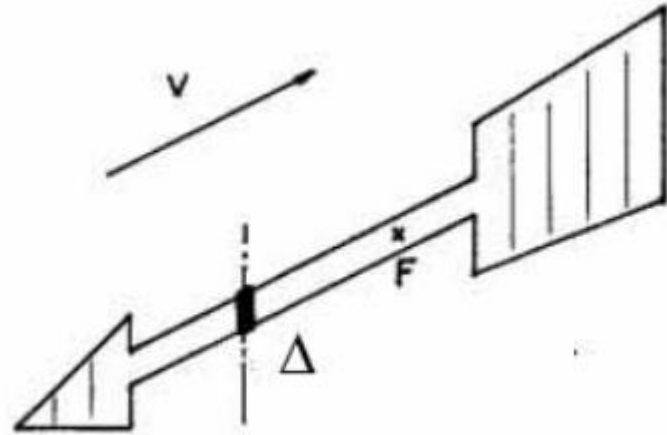
Le boulet est resté sphérique ou presque jusqu'à la fin du XIX^{ème} siècle

La performance du boulet ne dépend pas uniquement de la partie antérieure, la partie postérieure est essentielle



C'est nettement mieux

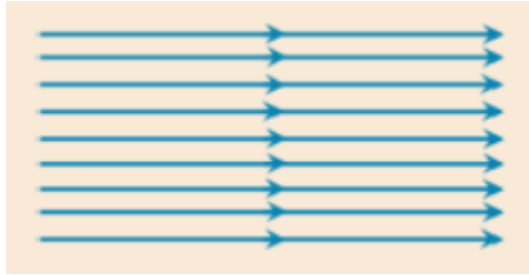
La girouette



*Je crois
comprendre*



Les écoulements de l'air



Écoulement laminaire

Les particules d'air glissent parfaitement les unes sur les autres sans échanges de particules entre elles. Elles suivent un mouvement rectiligne et parallèle.



Écoulement turbulent

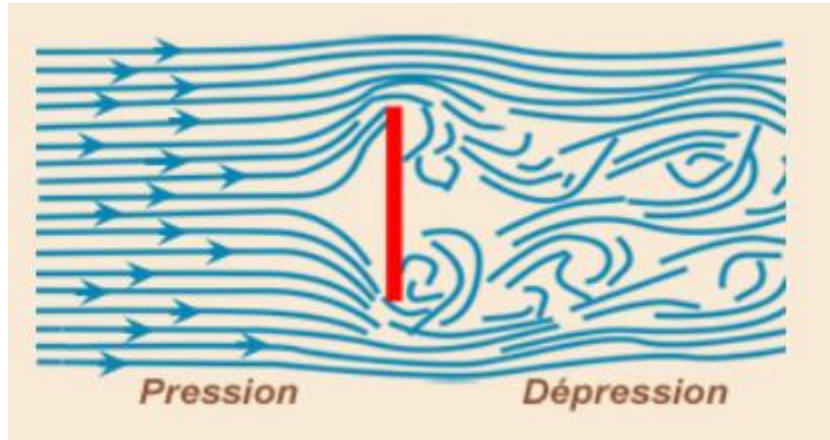
Les particules d'air ont des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans le même sens à la même vitesse.



Écoulement tourbillonnaire

L'écoulement est très désordonné, les particules se mélangent et ne suivent ni une trajectoire rectiligne ni parallèle, et certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons.

Résistance de l'air



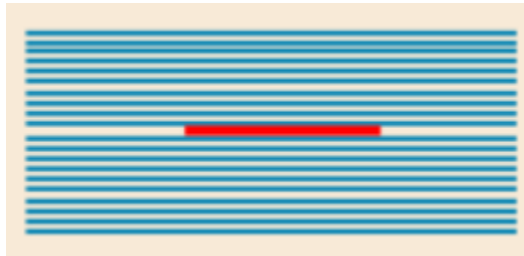
Facteurs influençant la résistance de l'air

Aire

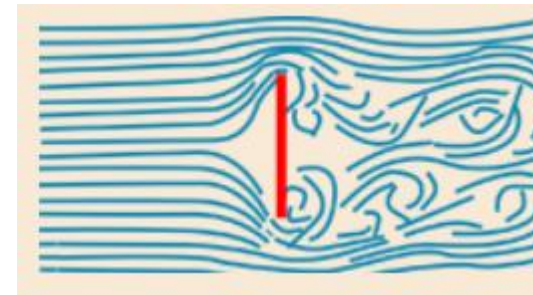
Vitesse

Masse volumique

Forme du corps



Résistance quasi nulle



Résistance 100 %

Résistance de l'air



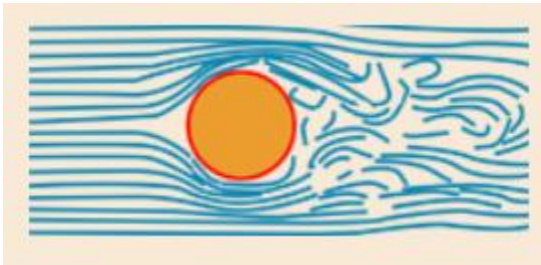
Résistance 75 %

Expression de la
résistance de l'air

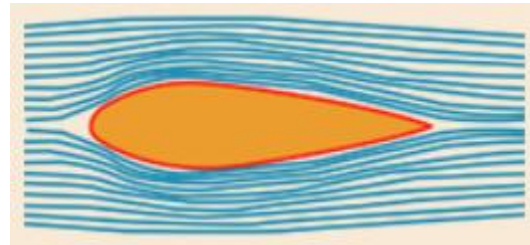
$$R = K \rho V^2 S$$



Résistance 15 %

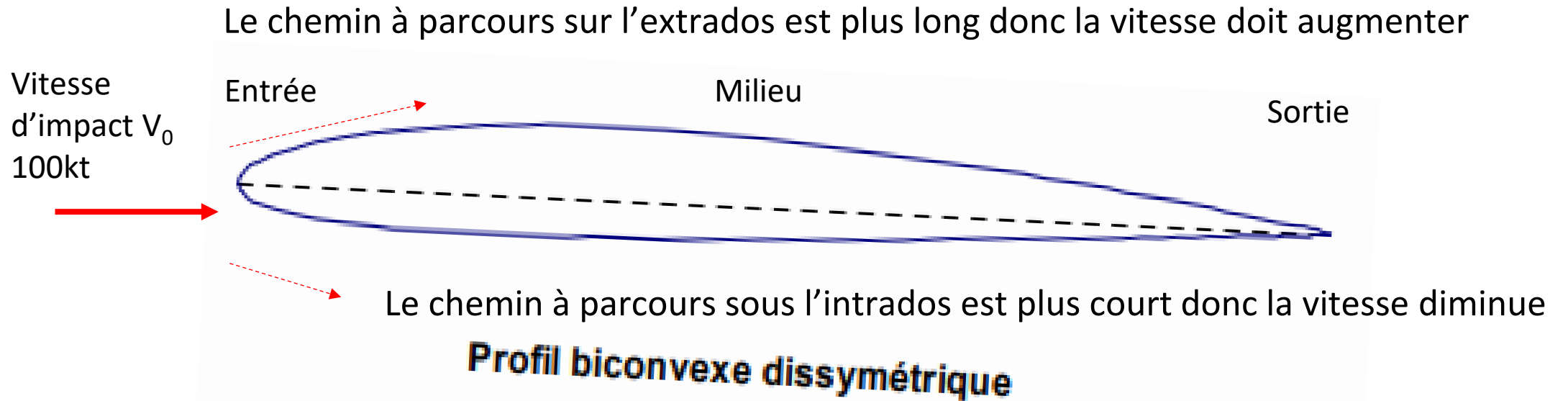


Résistance 50 %



Résistance 5 %

portance



Loi de Bernouilli dans un écoulement en palier

Pour l'extrados

On l'applique à l'entrée E et milieu M

L'extrados est le siège d'une dépression

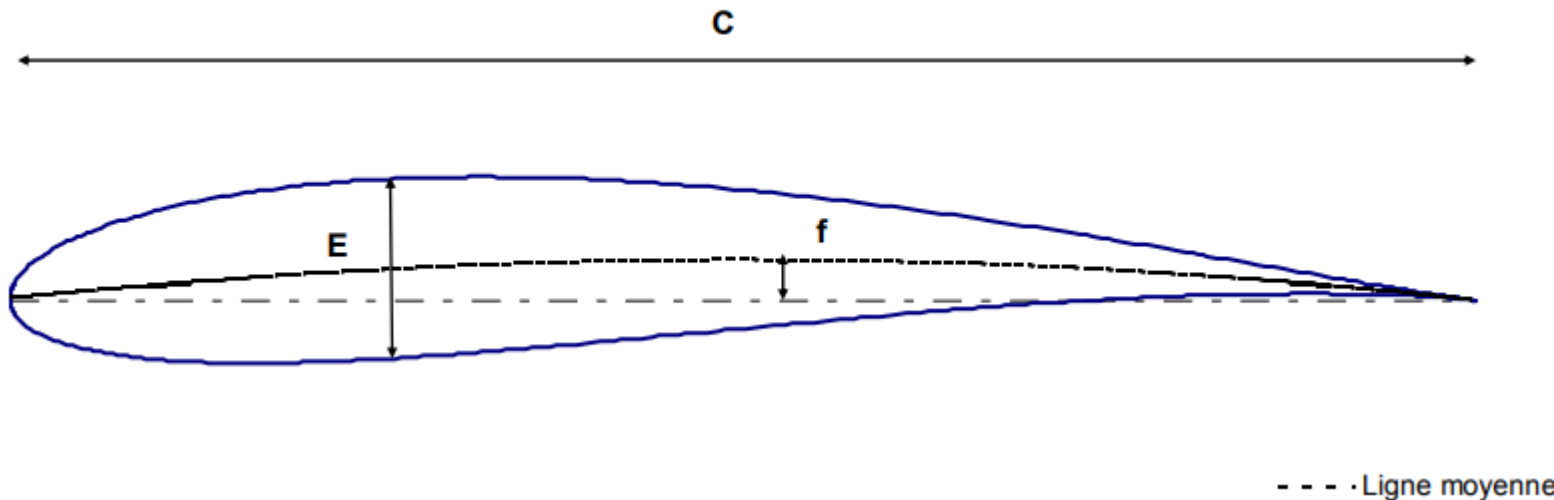
$$P + 1/2 \rho V^2 = \text{constante}$$

$$P_e + 1/2 \rho V_e^2 = P_m + 1/2 \rho V_m^2$$

e: entrée et m: milieu

Les profils NACA

Profils NACA: (National Advisory Committee for Aeronautics, agence américaine en charge de la recherche dans le domaine aéronautique jusqu'à la fin des années 50)



C: longueur de la corde du profil

E: épaisseur maximale

f: flèche maximale

Cr: Courbure relative. $Cr = f/C$

profil NACA 2412

2 signifie que le profil à une courbure relative de 2 %

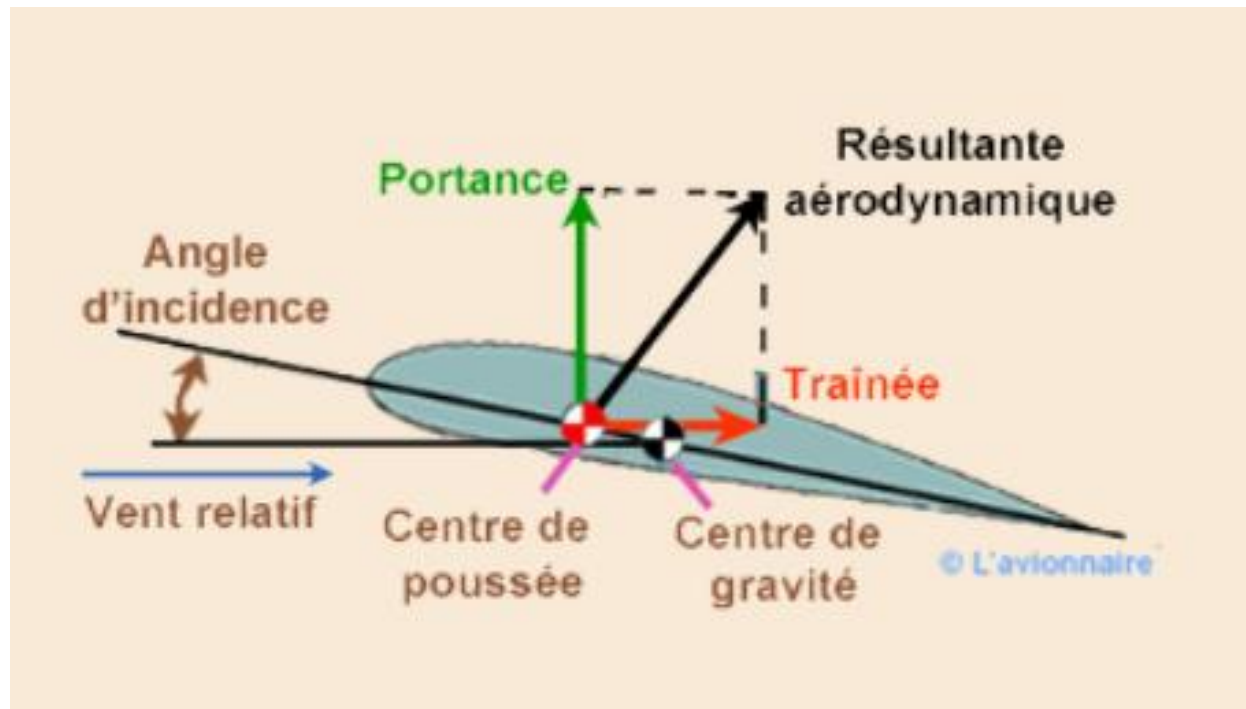
4 indique que le point correspondant à la flèche maximale se trouve à 40 % du bord d'attaque.

12 représente l'épaisseur relative soit 12 %.

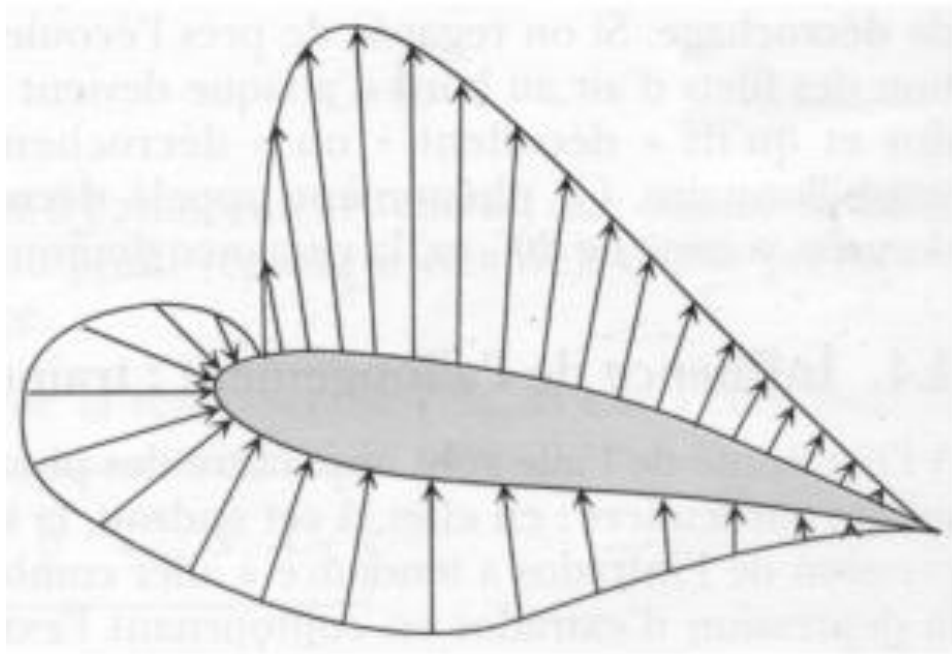
Le centre de poussée

Le centre de poussée **CP** est le point d'application de la résultante des forces de pression

La position du centre de poussée est définie par sa distance par rapport au bord d'attaque de l'aile



Répartition des forces sur l'aile

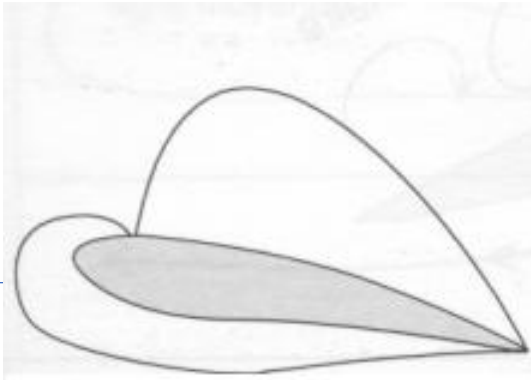


Les flèches représentent les vecteurs forces appliquées sur l'aile.

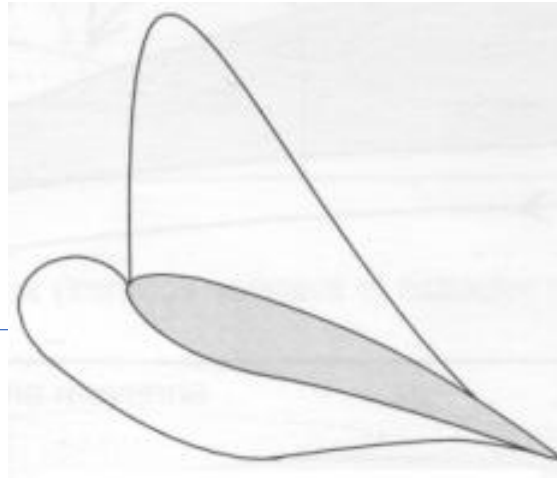
Ces vecteurs normaux à la surface sont dirigés vers le profil s'il s'agit de surpressions et vers l'extérieur du profil s'il s'agit de dépressions

La sustentation est essentiellement assurée par l'extrados

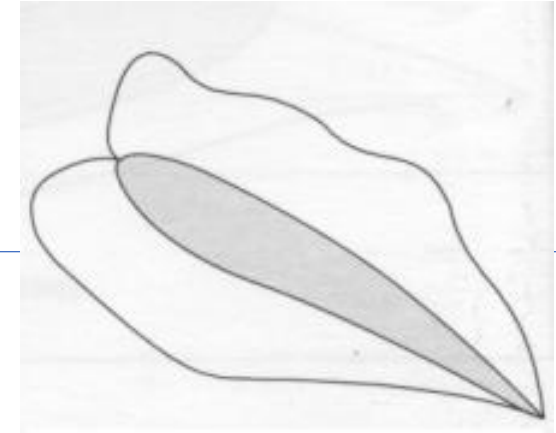
Incidence ou Angle d'attaque



Incidence faible



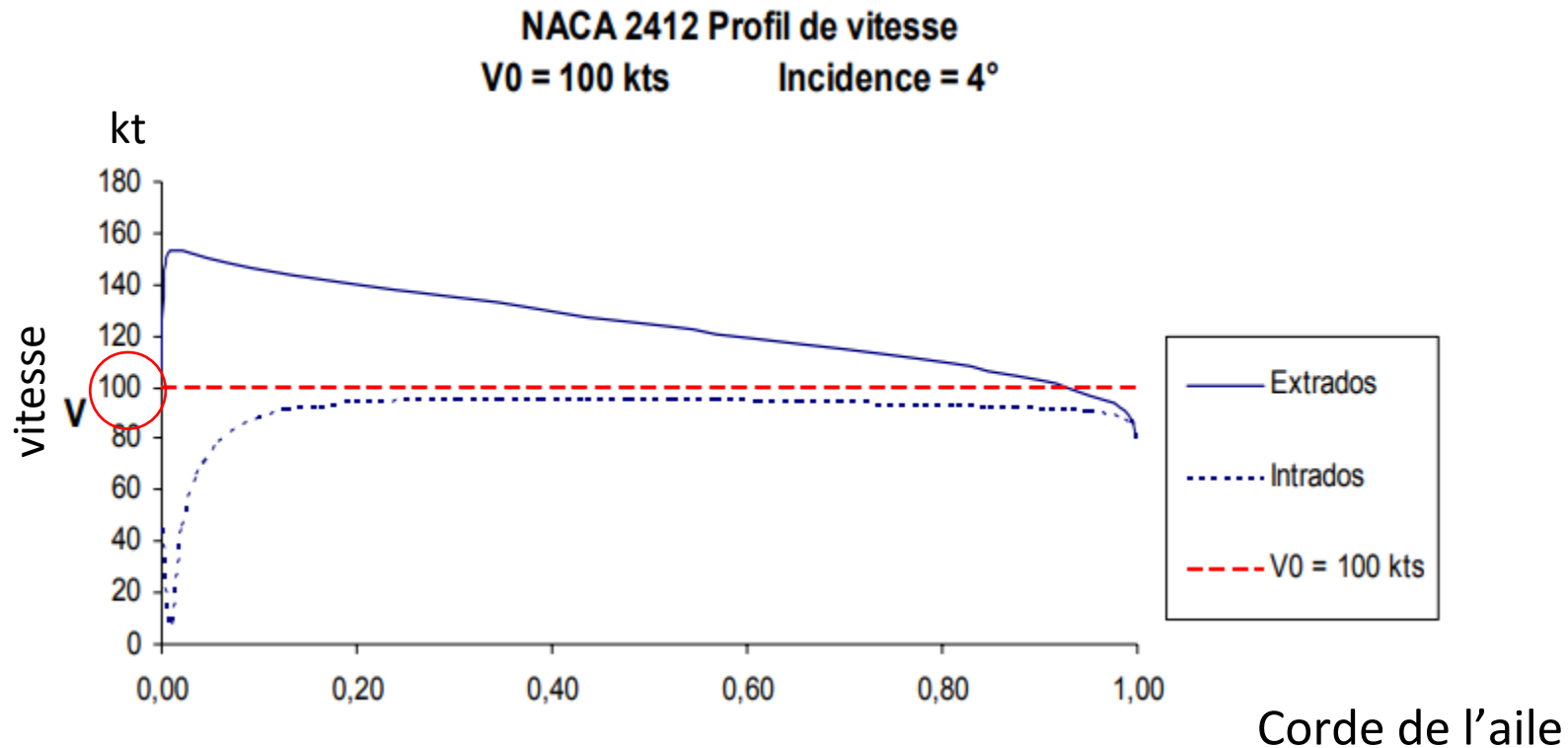
Incidence forte



Incidence de décrochage
Le décrochage intervient
vers un angle de 18° au 20°

Au-delà de 18 à 20° , la portance générée par la dépression s'effondre

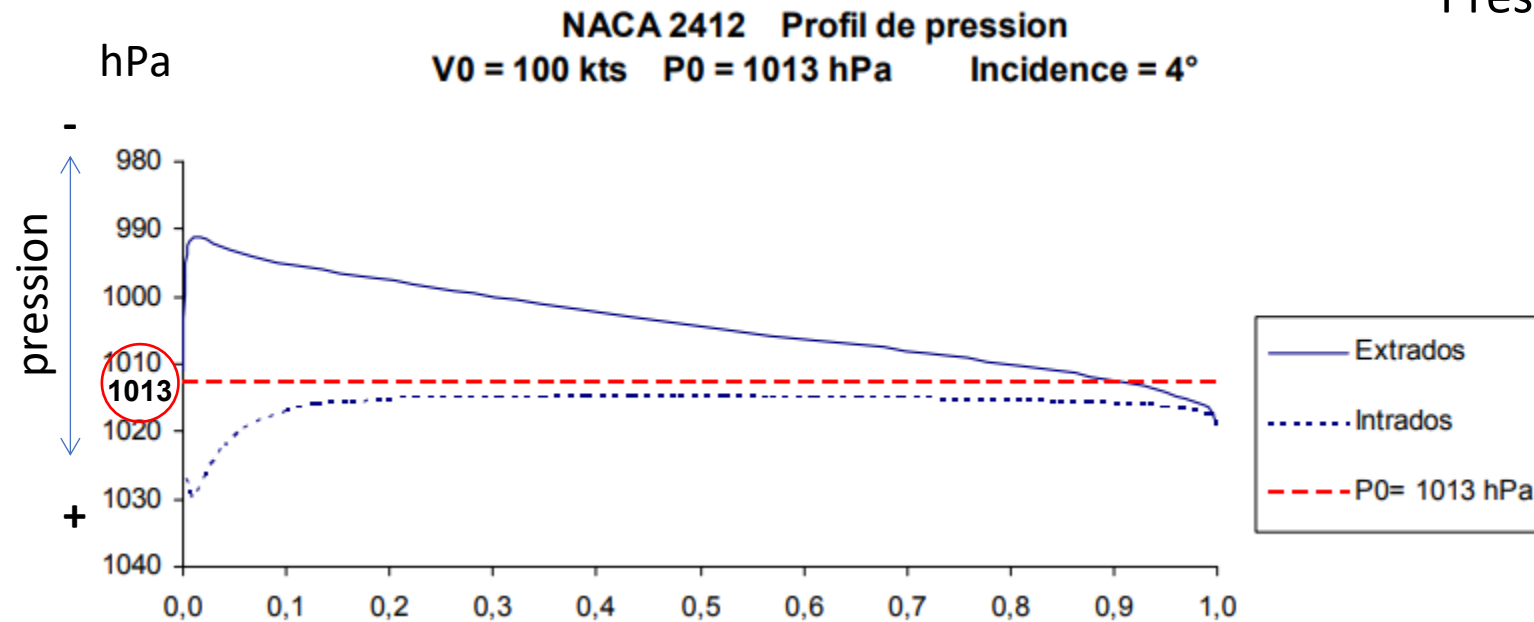
Variation des vitesses sur l'extrados et l'intrados



Vitesse d'impact sur le bord
d'attaque: 100 kt

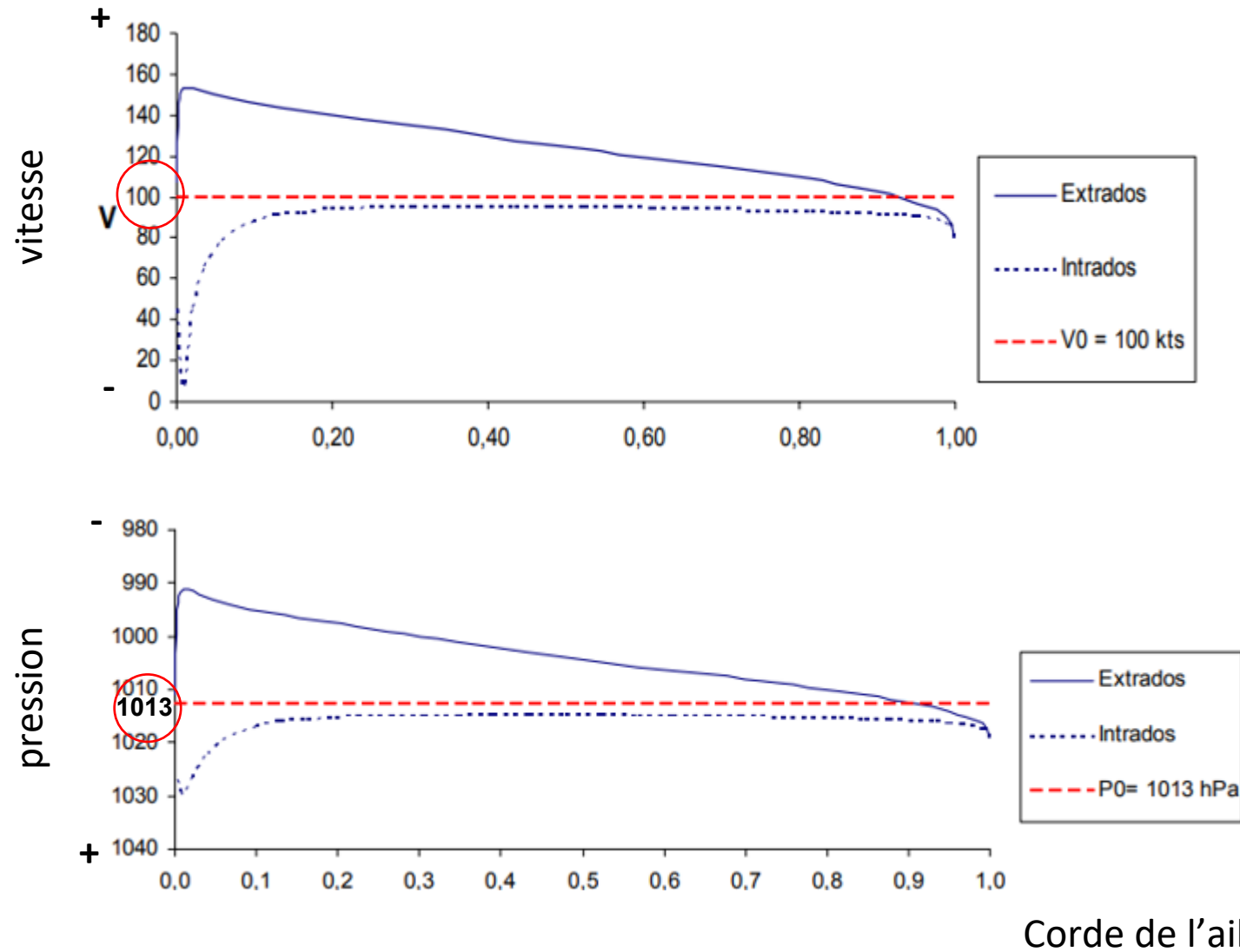
Variation des pressions sur l'extrados et l'intrados

Pression de l'atmosphère = 1013hPa

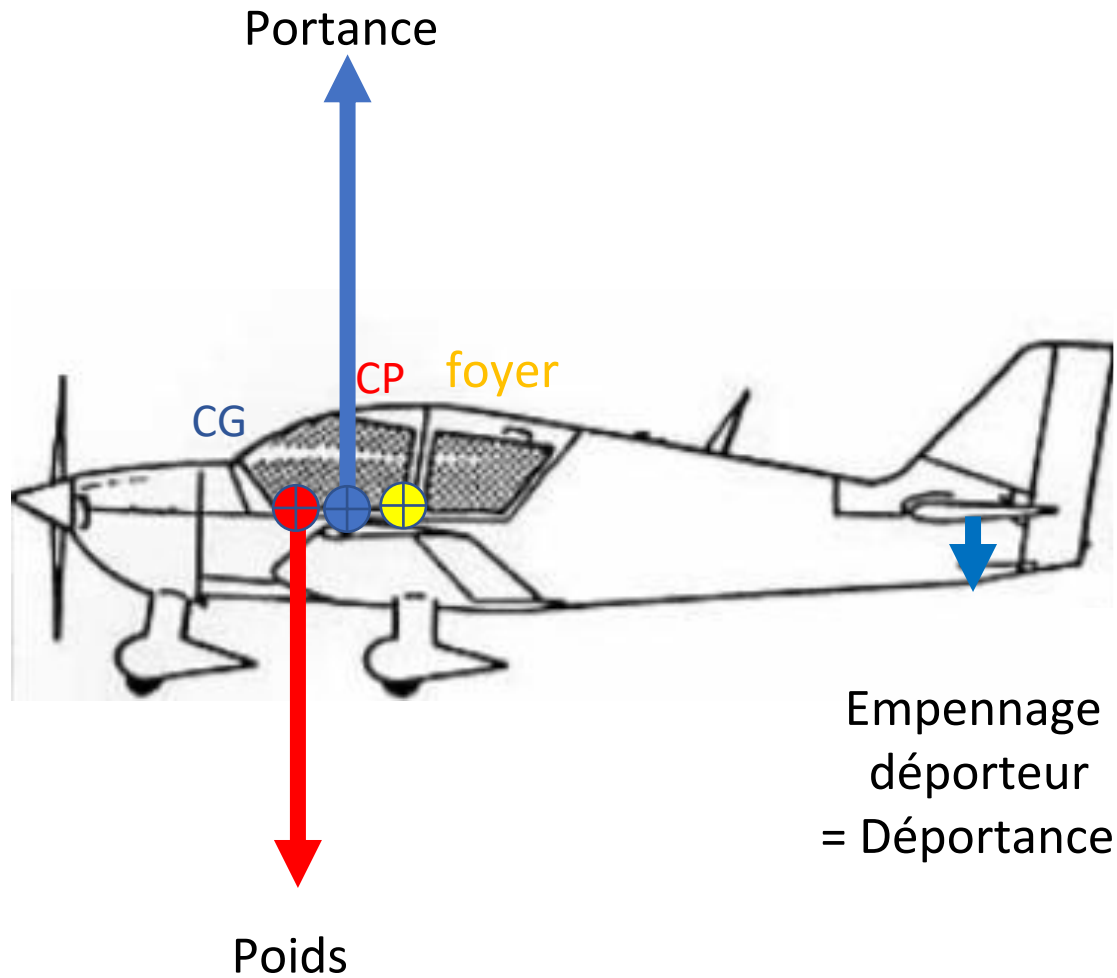


Corde de l'aile

Vitesses et pressions sur l'aile



Avion standard

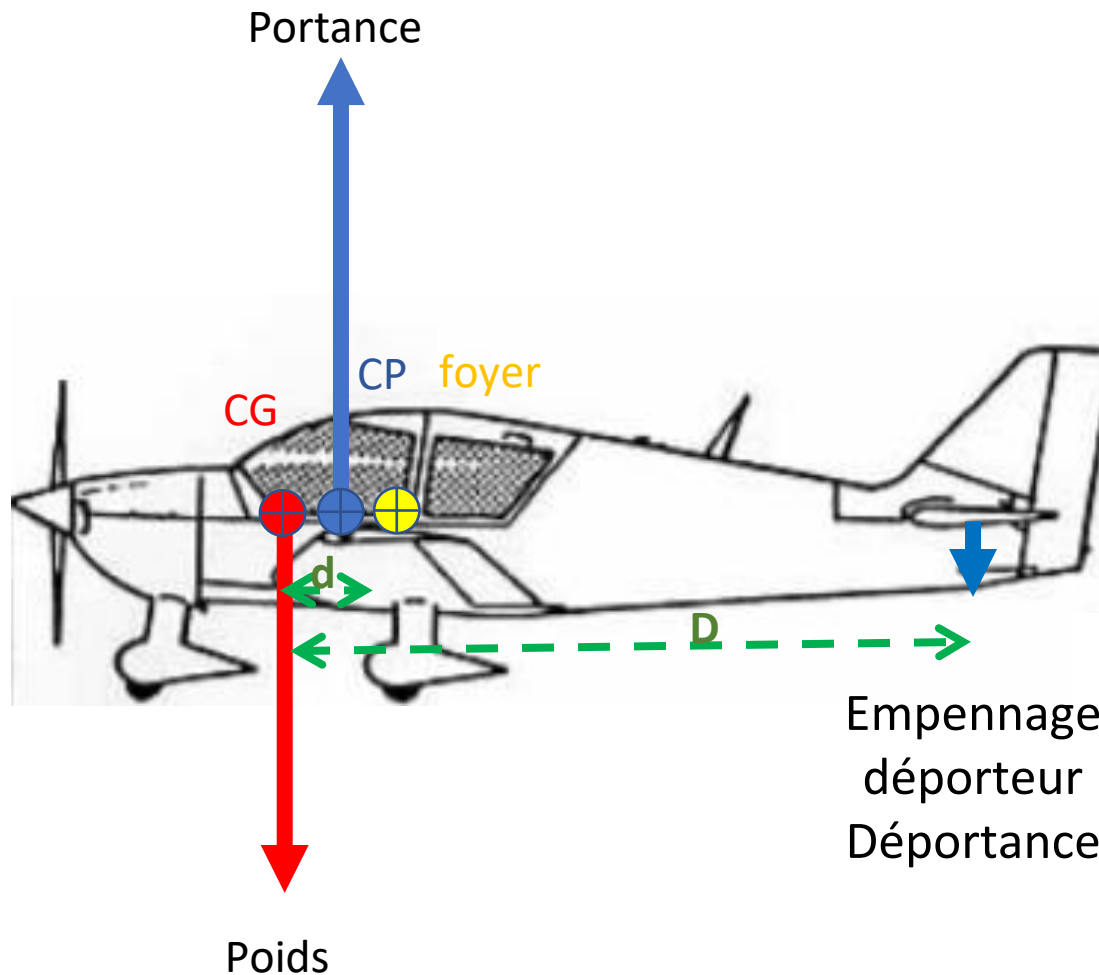


La position du CG varie avec le chargement de l'avion

A l'équilibre la somme des forces est égale à 0

$$\text{Portance} - \text{Déportance} - \text{Poids} = 0$$

Avion standard



La position du CG varie avec le chargement de l'avion

Les Moments calculés en CG

Mt Poids = 0

Mt Portance = $d \cdot \text{Portance}$

Mt Déportance = $D \cdot \text{Déportance}$

A l'équilibre la somme des moments égale 0

$$\text{Mt Déportance} + (-\text{Mt Portance}) + (\text{Moment Portance}) = 0$$

Stabilité

Plusieurs forces s'exercent sur l'avion pour le mettre en mouvement, de voler en ligne droite en virage en montée en descente en accélération ou décélération

Cependant l'avion doit également pouvoir voler de manière stabilisée en atmosphère agitée.

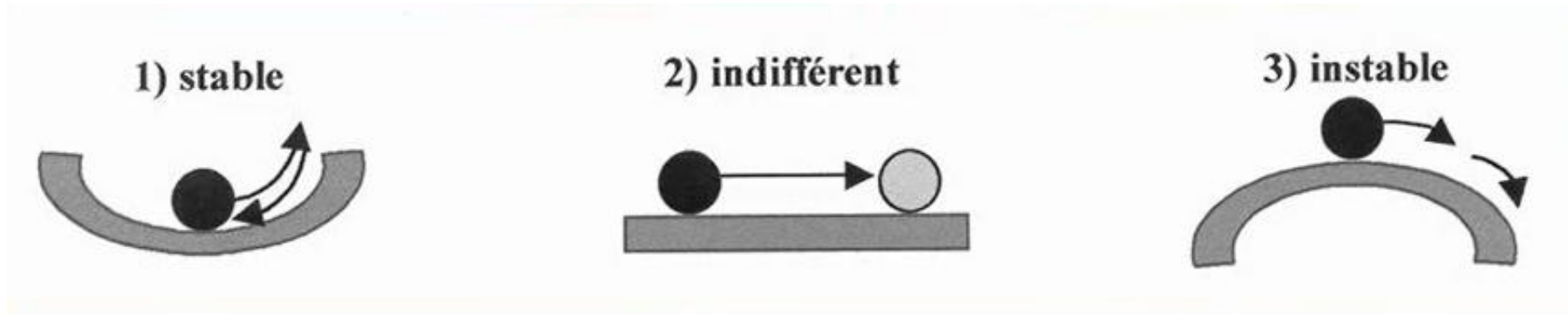
Le vol doit être stable

Stabilité longitudinale

Stabilité latérale:

- Stabilité de route
- Stabilité de spirale

L'équilibre d'un mobile



Le mobile
reprend sa
position
initiale

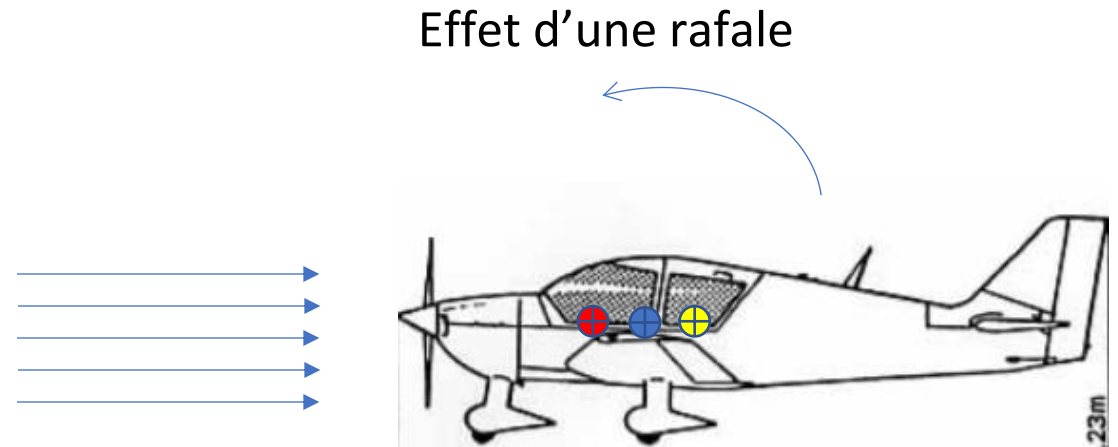
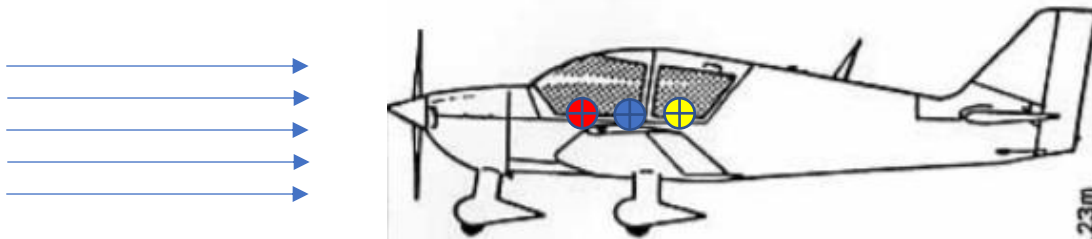
Le mobile
conserve sa
nouvelle
position

Le mobile
s'écarte de plus
en plus de sa
position

Stabilité longitudinale

C'est la stabilité autour de l'axe de tangage

La stabilité dépend des endroits où s'exercent les forces

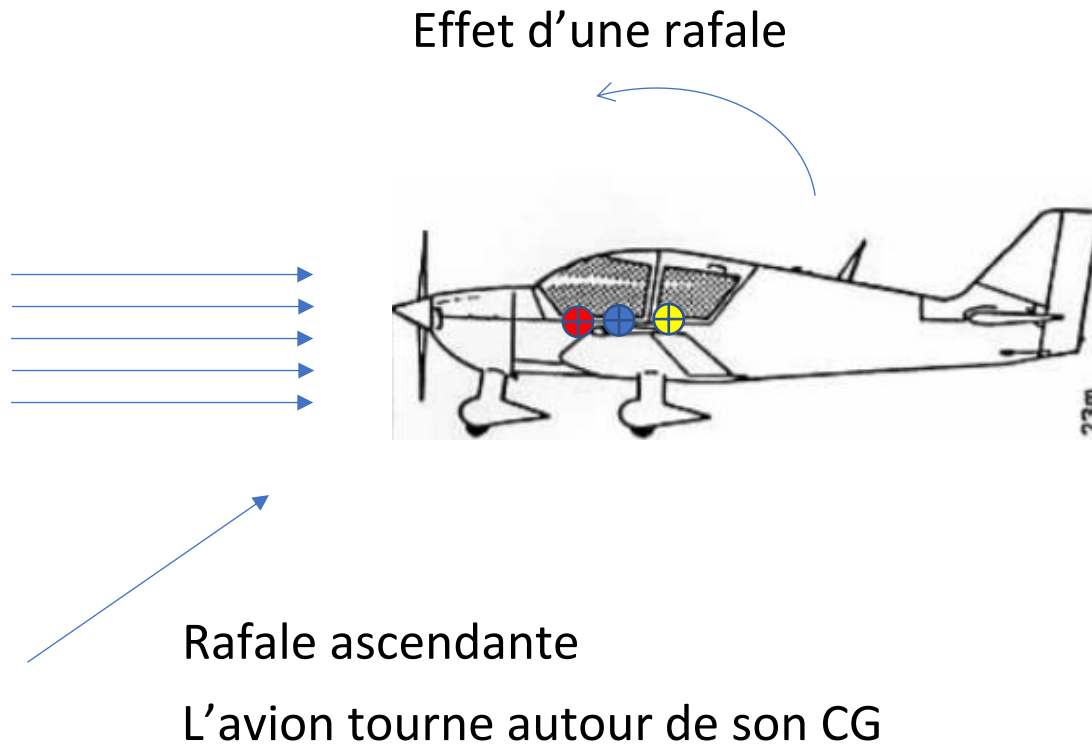


Rafale ascendante

L'avion tourne autour de son CG

Stabilité longitudinale

Cas 1: Le CG  est situé en avant du foyer 

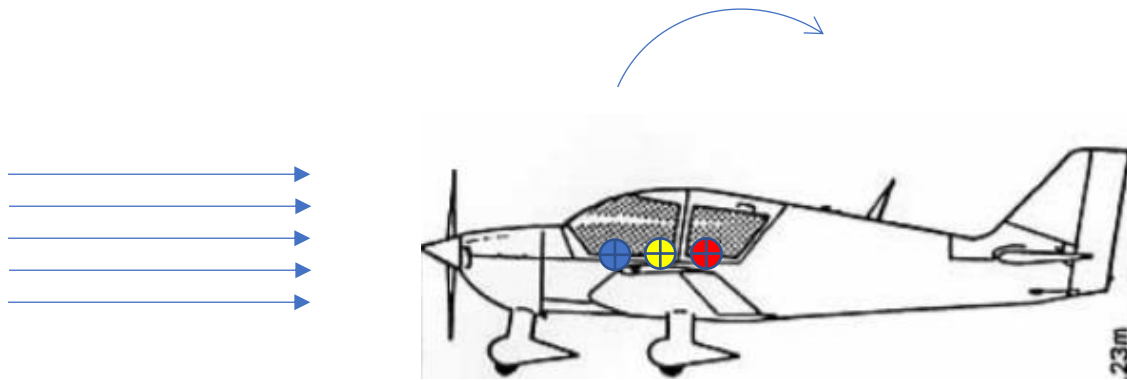


La rafale provoque une rotation autour du CG ce qui diminue l'incidence donc la portance

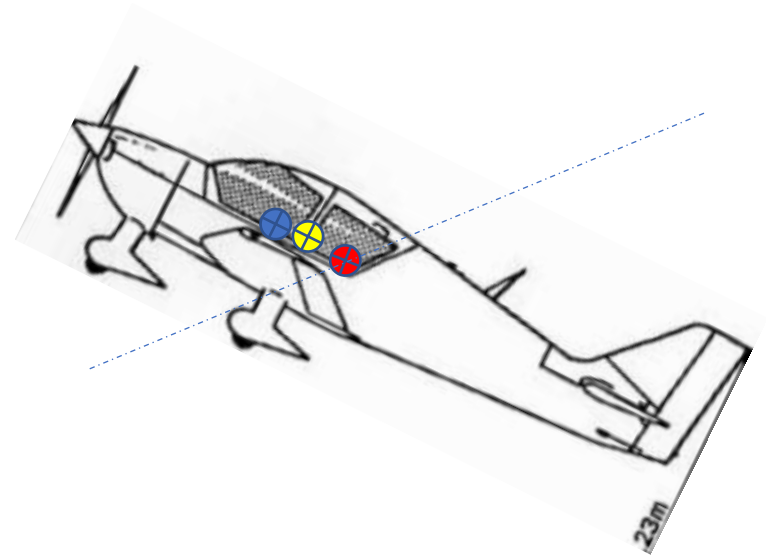
Stabilité longitudinale

Cas 2: Le CG  est situé derrière le foyer 

Une rafale ascendante augmente l'incidence
et la portance augmente encore.
L'effet de la rafale est aggravée

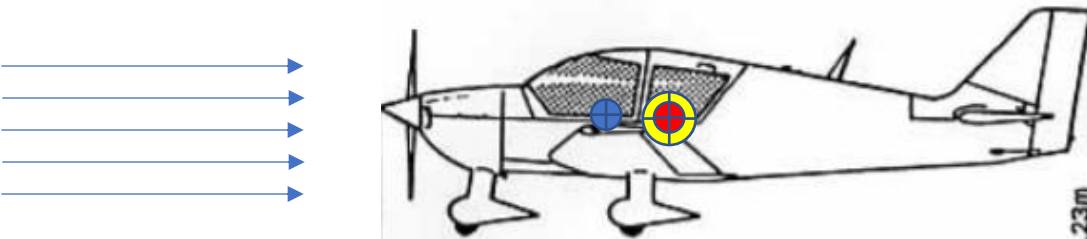


Rafale ascendante

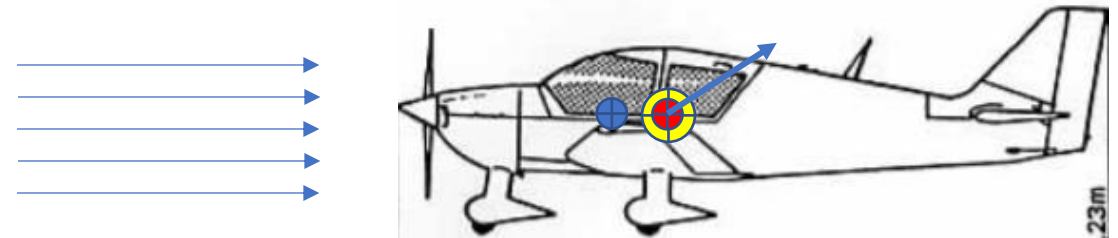


Stabilité longitudinale

Cas 3: Le CG  et le foyer  sont confondus



Effet d'une rafale



Rafale ascendante, l'avion se déplace dans le sens de la rafale sans tourner autour du CG

Stabilité longitudinale

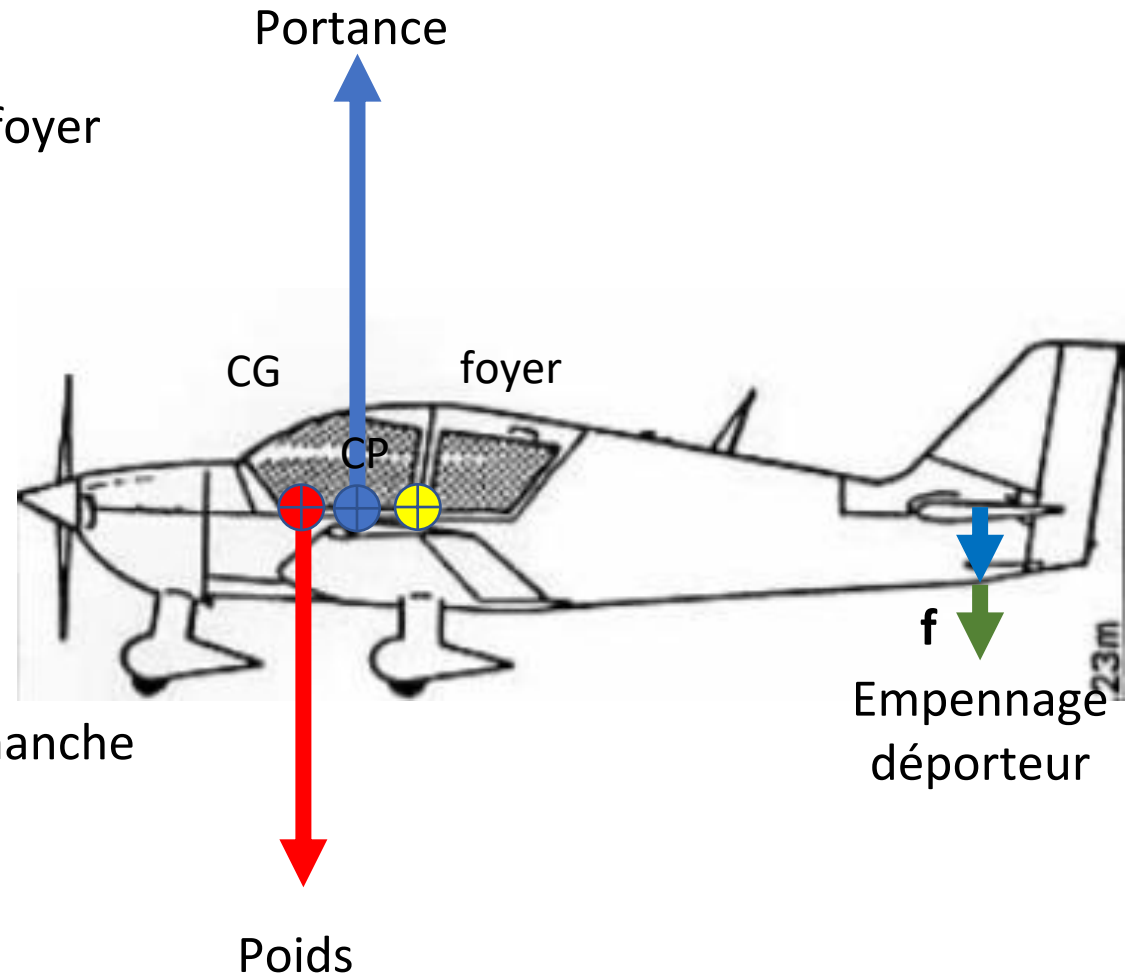
Le centre de gravité doit être situé en avant du foyer

Il y a également une limite avant

Pour augmenter l'incidence, il faut tirer sur le manche ce qui génère une Force déportante supplémentaire « f »

Si le CG est trop en avant du foyer, l'action du manche ne sera plus suffisante

L'arrondi à l'atterrissage ne sera plus possible

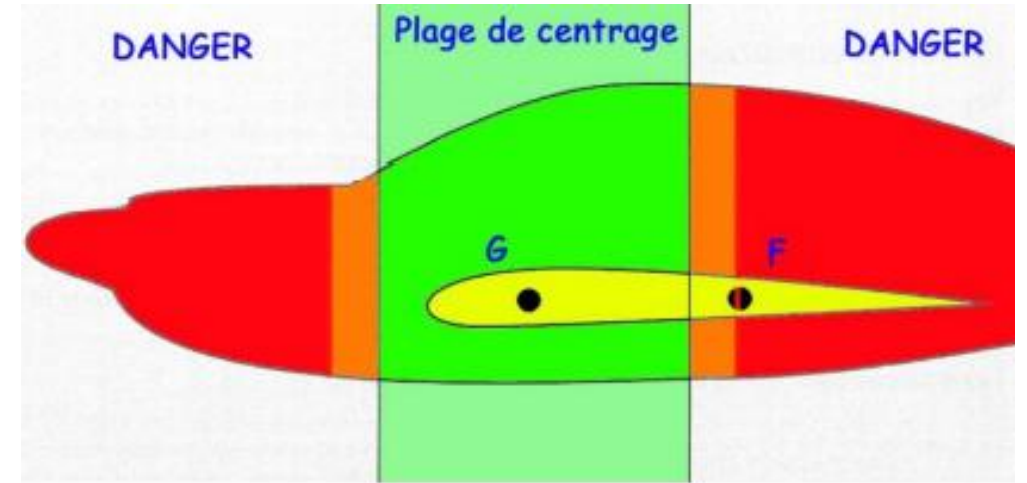


Marge entre CG et foyer

Si le centre de gravité se rapproche un peu trop du foyer l'avion devient très réactif à la moindre sollicitation des commandes.

On veillera donc à garder une marge.

La distance $G - F$ s'appelle la marge statique.

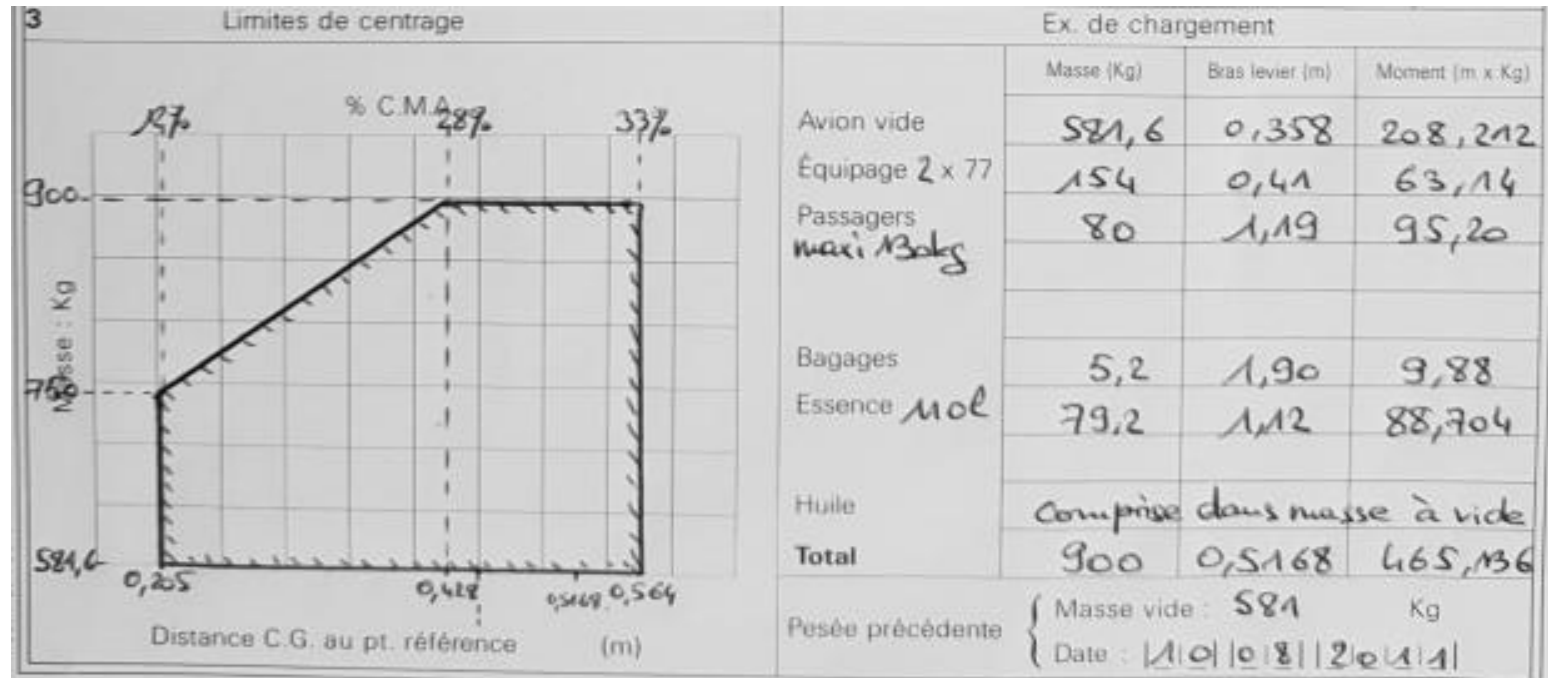


Stabilité longitudinale

Afin d'assurer une stabilité longitudinale et un vol stable le centre de gravité doit être situé en avant du foyer

Selon le chargement de l'avion le centre de gravité se déplace

Le centre de poussée et le foyer ne bougent pas



Extrait de la fiche de pesée
du F-BXSS

Rapport de pesée et centrage

Le Manuel de vol présente une fiche de pesée générique pour les DR400 120

Les caractéristiques que le pilote doit considérer sont celles présentées sur le rapport de pesée et centrage spécifique de l'avion défini.

Lors du test PPL, vous devrez établir le devis de masse et de centrage à partir de cette fiche spécifique.

GROUPEMENT POUR LA SÉCURITÉ DE L'AVIATION CIVILE
14, RUE ROUGET DE L'ISLE
92441 ISSY-LES-MOULINEAUX

RAPPORT DE PESÉE ET CENTRAGE AVION

arrêté du 22 novembre 1978 relatif aux certificats de navigabilité (CDN) Article 11
Modèle de document à associer au CDN ou à inclure dans le manuel de vol de l'aéronef

cerfa
N° 47-0030

Appareil Type : DR400-120 Date : 11/01/2016 Signature : [Signature]
Immatriculation : F-BXSS Lieu : DREUX

1 Mise à niveau : Ref. Référence : Bord d'attaque
longeron sup. de fuselage de la partie rectangulaire de l'aile

$d = 0,824 \text{ m}$
 $D = 1,648 \text{ m}$

Distance du C.G. aux roues principales : $D_1 = \frac{p_2 \times D}{M} = \frac{208 \times 1,648}{581,6} = 0,588 \text{ m}$
à la référence : $x = d + D_1 = 0,824 + 0,588 = 1,412 \text{ m}$

Masse à vide (kg)			
	Masse lue	Tare	Masse nette
Roue G	209	—	209
Roue D	208	—	208
Roue AV/AR	164,6	—	164,6
Masse à vide mesurée	M	Kg	581,6

Distance du C.G. aux roues principales : $D_2 = \frac{p_1 \times D}{M} = \frac{208 \times 1,648}{581,6} = 0,588 \text{ m}$
à la référence : $x = d - D_2 = 0,824 - 0,588 = 0,236 \text{ m}$

2 CORRECTIONS

	Masse (Kg)	Bras levier (m)	Moments (p. rapport référence) (m x Kg)
Valeurs lues	581,6	0,358	208,212
Résultats corrigés	581,6	0,358	208,212

3 Limites de centrage

% C.M.A. : 28% 33%

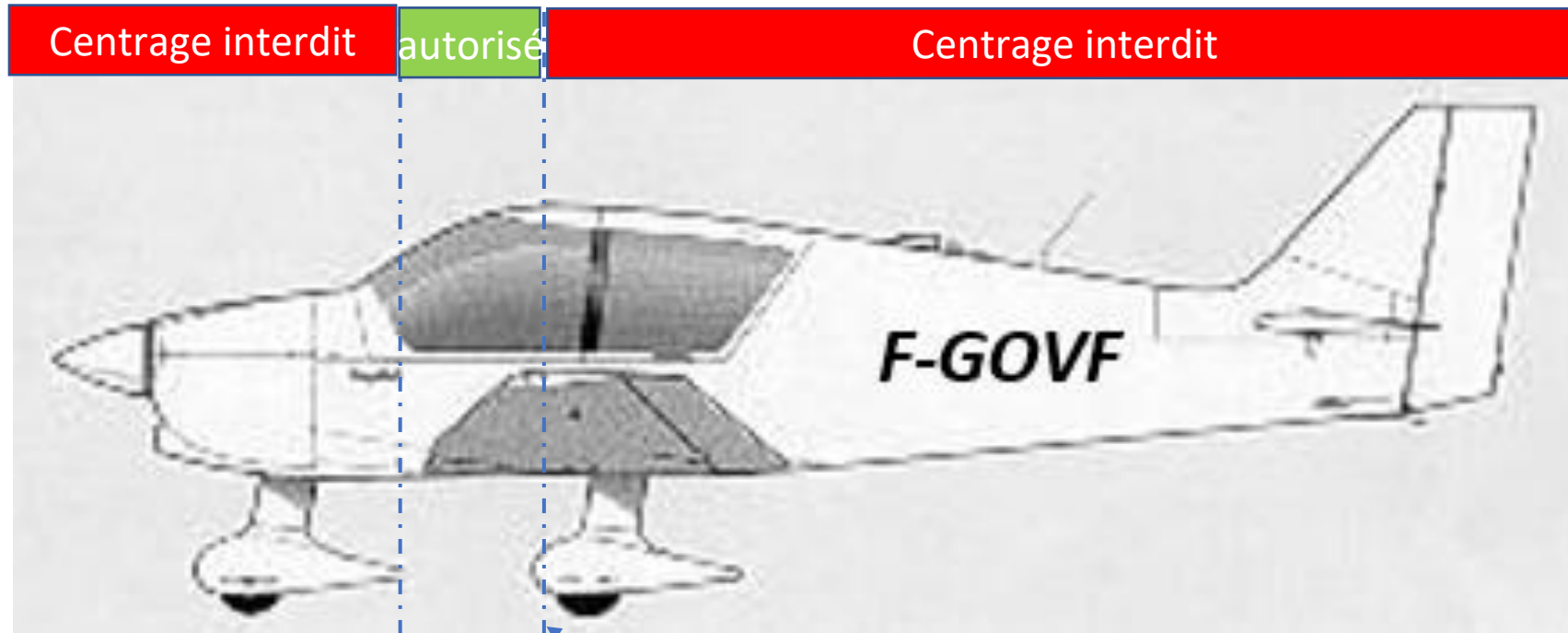
Distance C.G. au pt. référence (m) : 0,205 0,412 0,569 0,564

Ex. de chargement

	Masse (Kg)	Bras levier (m)	Moment (m x Kg)
Avion vide	581,6	0,358	208,212
Équipage 2 x 77	154	0,41	63,14
Passagers max. 130kg	80	1,19	95,20
Bagages	5,2	1,90	9,88
Essence mol	79,2	1,12	88,704
Huile	comprise dans masse à vide		
Total	900	0,5168	465,136

Pesée précédente : Masse vide : 581 Kg
Date : 11/01/2016

Centrage avant / arrière. Avantages inconvénients



Centrage avant

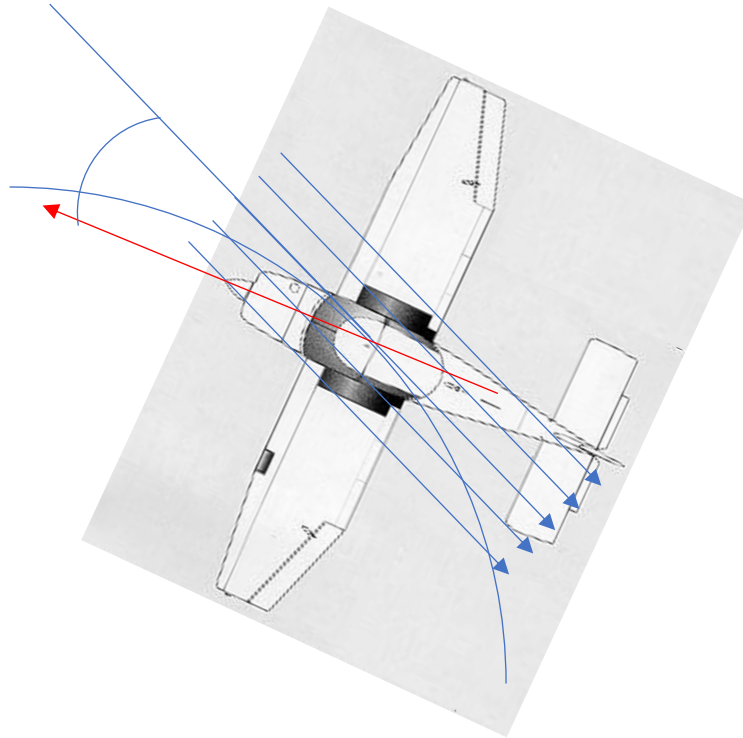
- Grande stabilité longitudinale
- Maniabilité limitée
- Fortes actions sur les gouvernes
- Trainée augmentée
- Consommation accentuée

Centrage arrière

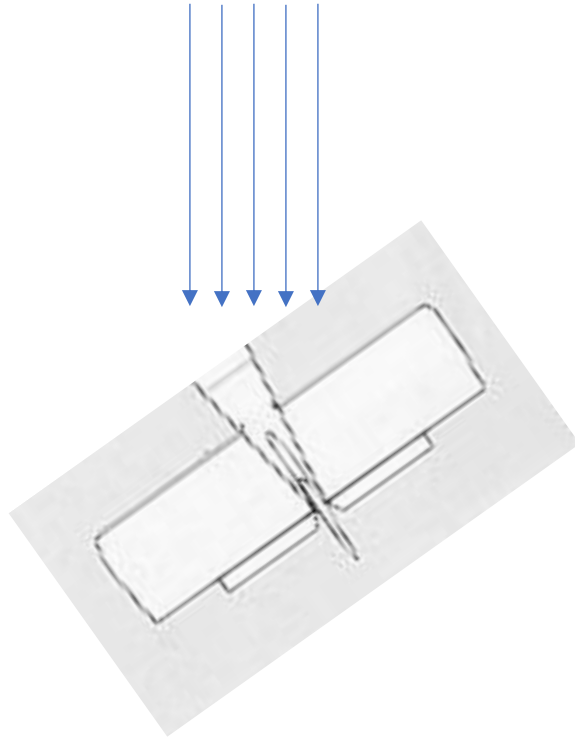
- Instabilité longitudinale
- Maniabilité accrue
- Faible action sur les gouvernes
- Trainée diminuée
- Consommation moindre

Stabilité latérale / Stabilité de route

La stabilité de route est la propriété qu'a l'avion d'éviter le vol en dérapage. C'est-à-dire que son axe reste parallèle au vent relatif



Effet de l'empennage



L'empennage agit par effet de girouette
comme les plumes d'une flèche

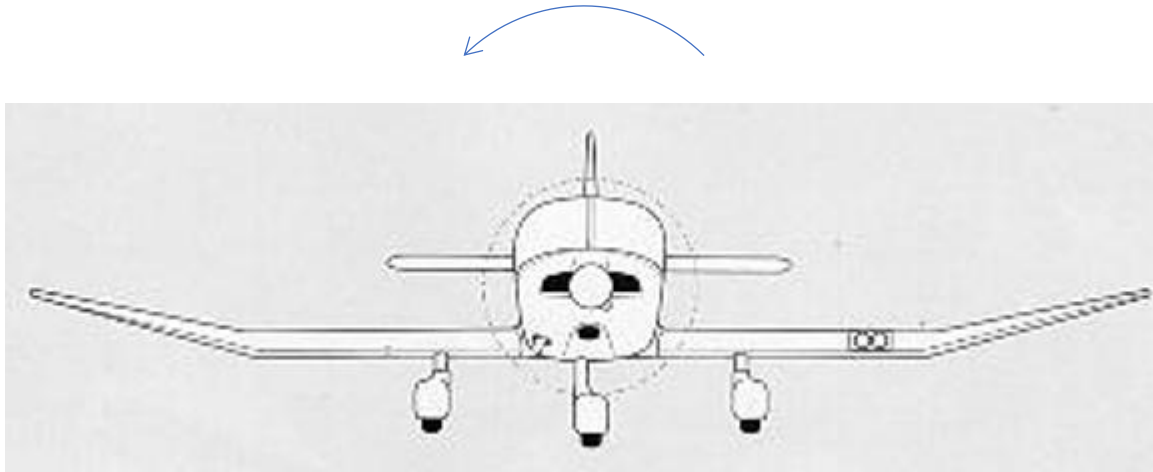
*La partie postérieure
est importante*

L'empennage permet de ramener l'axe
de l'avion dans le lit du vent

La force aérodynamique va ramener
l'axe de l'avion parallèlement au vent



Effet du dièdre

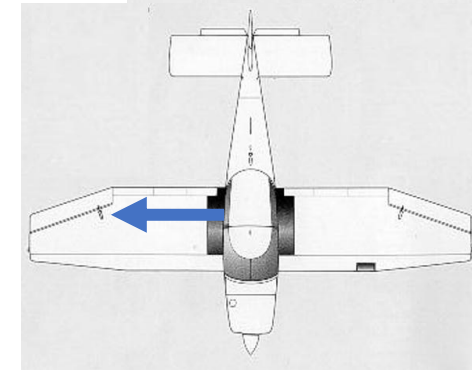
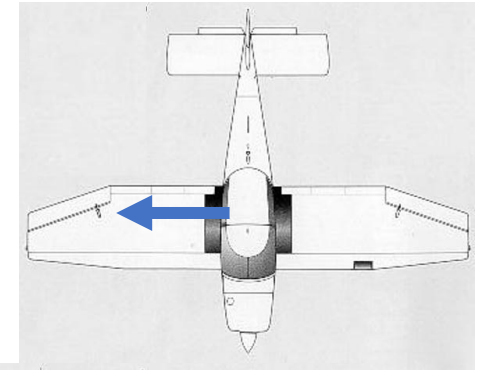
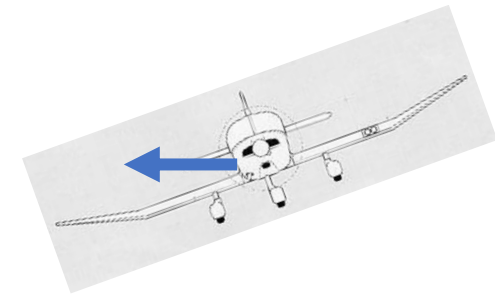


Incidence
moins grande

Incidence
plus grande

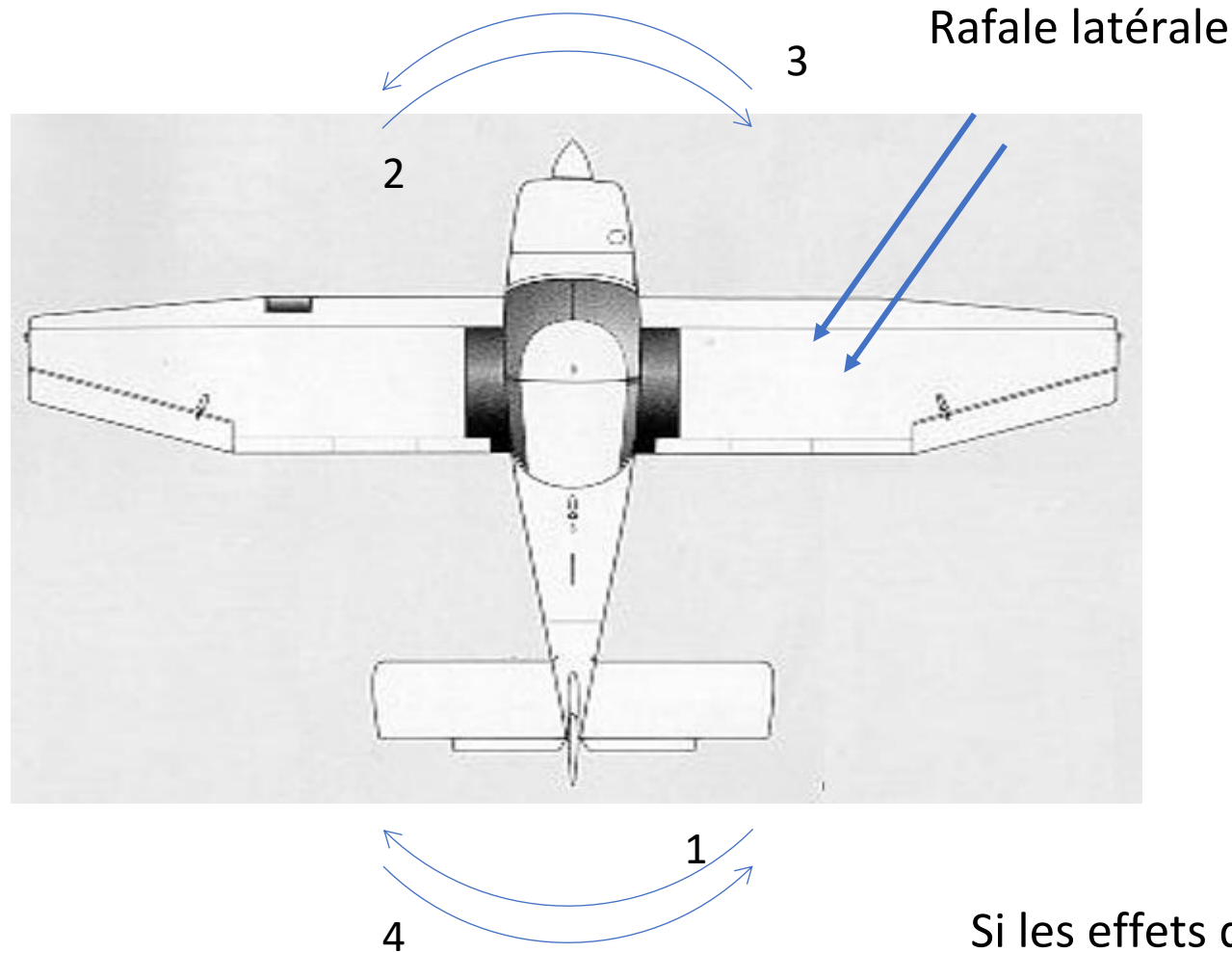
Effet de roulis conséquent à l'incidence plus grande

Composante latérale
du vent relatif



Sans stabilité de route, l'inclinaison à droite incurverait la trajectoire mais l'axe de l'avion resterait parallèle à lui-même

Stabilité spirale



1: effet d'engagement en lacet à droite du fait du plan vertical

2: effet d'engagement en roulis à droite du fait que l'aile gauche avance plus vite et sa portance augmente

3: effet de redressement en roulis car à gauche car l'aile droite a plus d'effet dièdre

4: effet d'amortissement du lacet car l'aile gauche qui avance plus vite traîne plus

Si les effets qui engagent sont plus importants que les effets qui redressent l'avion est instable en spirale

Puissance nécessaire – Puissance utile

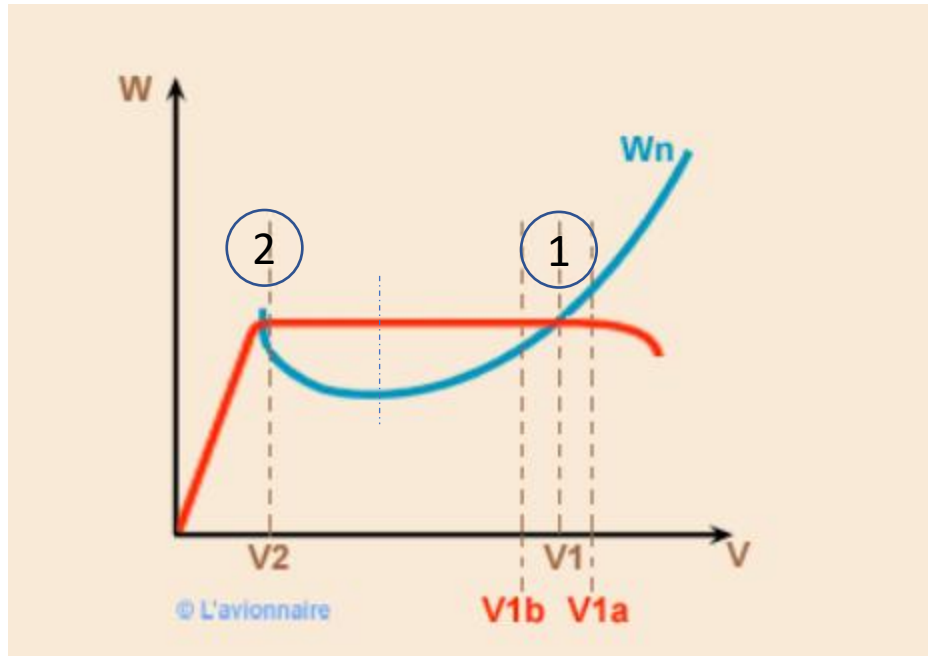
Il est intéressant de chercher à optimiser le vol.

Dans quelles conditions on obtient le meilleur résultat au moindre coût

Comment voler en palier en demandant au moteur la moindre traction pour aller le plus loin possible?

Comment rester en vol le plus longtemps possible dans le cas d'une attente?

Diagramme des puissances



W_n : la puissance nécessaire augmente lorsque la vitesse augmente du fait de la trainée de profil
La puissance nécessaire augmente lorsque la vitesse diminue car la trainée induite augmente

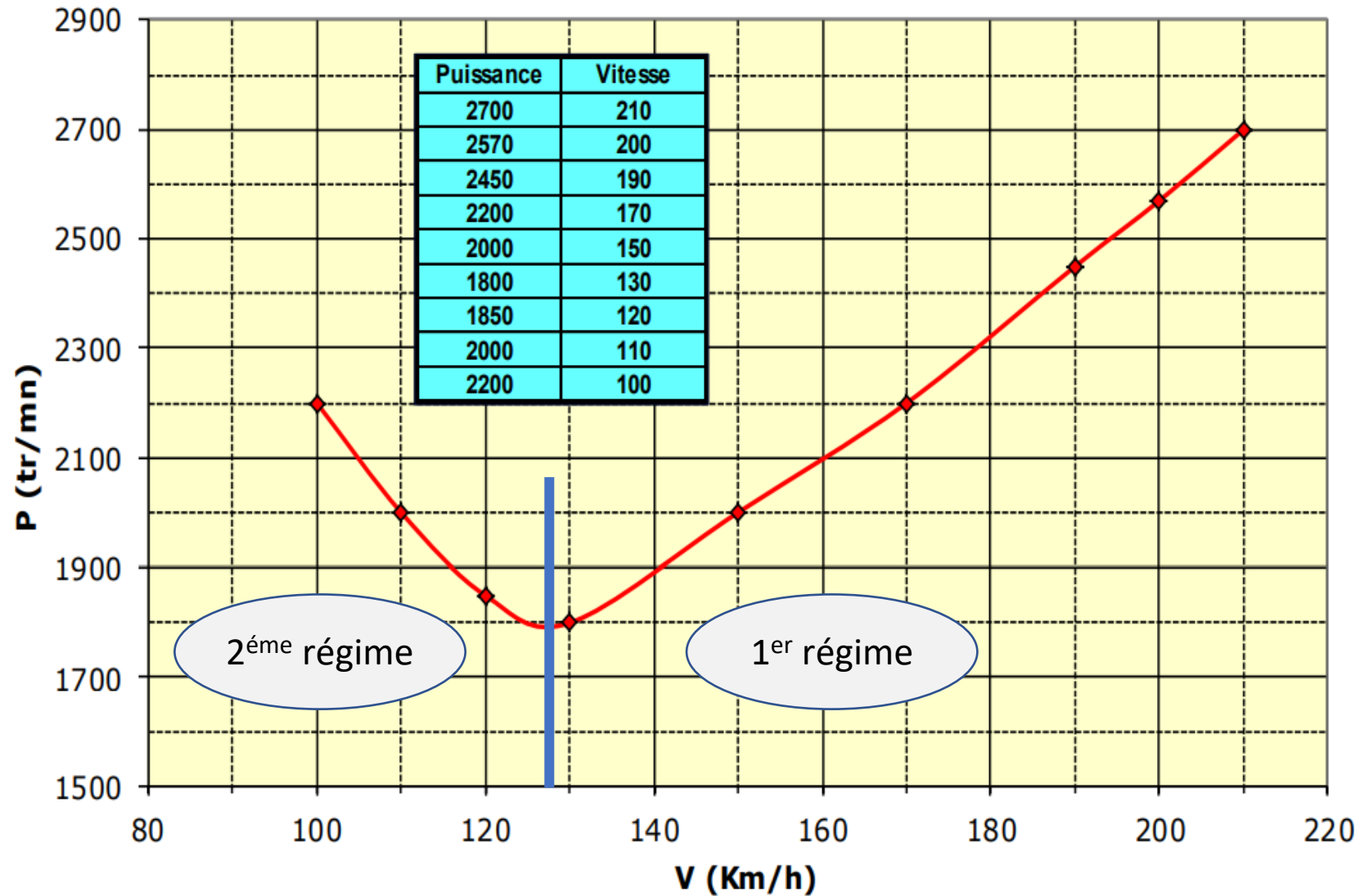
W_u : La puissance utile augmente puis se stabilise

1: vol au premier régime, vol stable

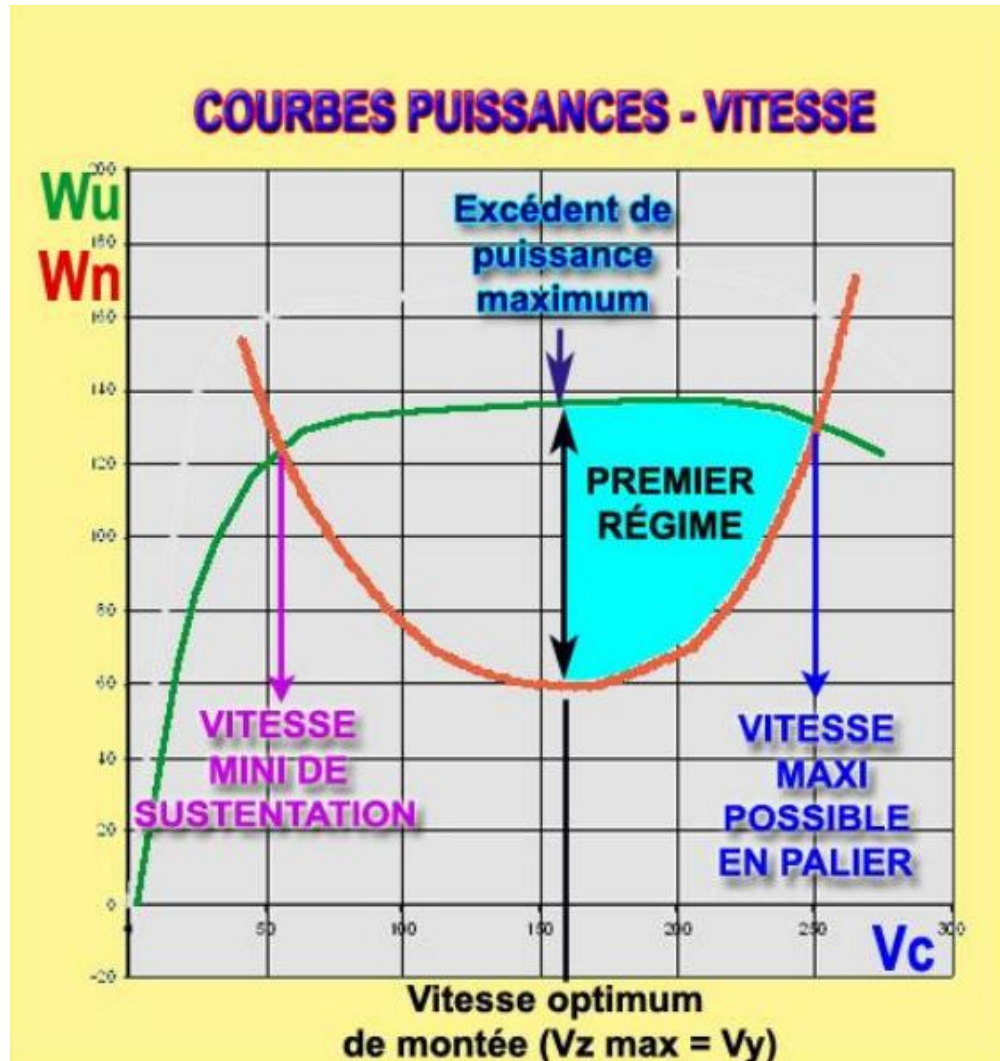
2: vol au deuxième régime, vol instable

Exemple au décollage

Relation Puissance / Vitesse - DR400-120



Vol au premier régime



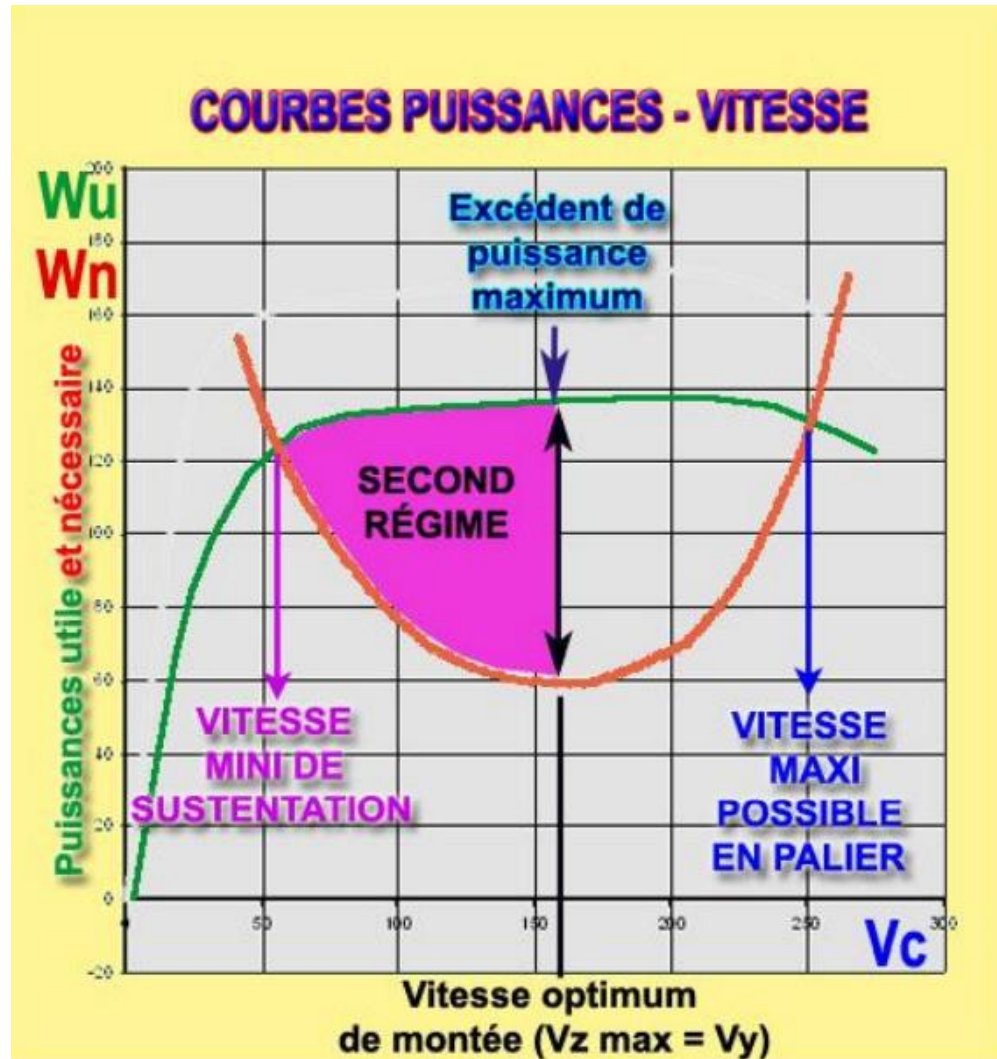
La puissance nécessaire et la vitesse varient dans le même sens.

Toute variation de la vitesse, entraîne une auto-régulation avec la puissance nécessaire.

Le régime est stable

Si vitesse diminue par ascendance, la puissance utile devient supérieure à la puissance nécessaire d'où accélération et stabilisation des trajectoires et vitesses jusqu'à équilibre.

Vol au second régime



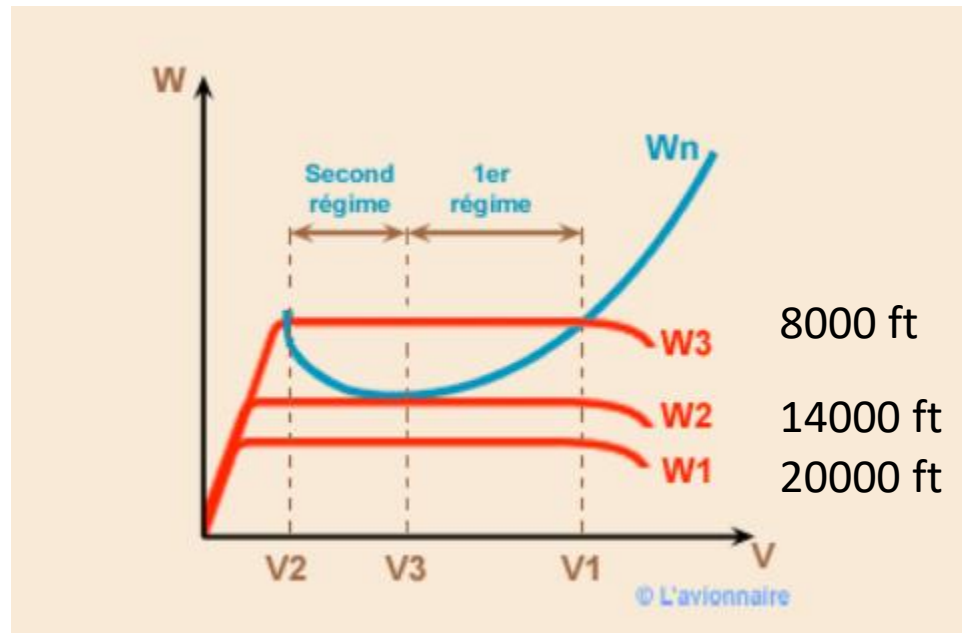
La puissance nécessaire et la vitesse varient en sens inverse.

Toute variation de la vitesse, avec la puissance nécessaire entraîne une amplification du phénomène.

Le régime est instable

Si la vitesse diminue par ascendance, puissance nécessaire augmente et puissance utile diminue, d'où obligation de réagir ou l'instabilité augmente et aboutit au décrochage. Action sur le manche à piquer et augmentation de la puissance.

Plafond de propulsion



L'avion ne peut pas voler au-delà d'une certaine altitude

La puissance du moteur diminue avec l'altitude

Au plafond de l'avion le vol à seule une vitesse est possible

Les valeurs des altitudes indiquées sont celles d'un

DR 400 / 120

Pour ceux qui veulent aller plus loin

Puissance utile et puissance nécessaire $W_u = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_x$

Poids et portance $mg = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$ $V = \left(\frac{2mg}{\rho S} \right)^{1/2} * 1/(C_z^{1/2})$

$$W_u = \frac{1}{2} \rho S \left[\left(\frac{2mg}{\rho S} \right)^{1/2} * 1/(C_z^{1/2}) \right]^3 * C_x$$

$$W_u = [(2 m^3 g^3) / \rho S]^{1/2} * C_x / C_z^{3/2}$$

La puissance utile sera minimale pour l'incidence et la vitesse pour lesquelles $C_x/C_z^{3/2}$ sera minimal

Tout cela est bien compliqué!

Retenons qu'il existe une vitesse pour une masse donnée qui permet de voler au plafond d'altitude.

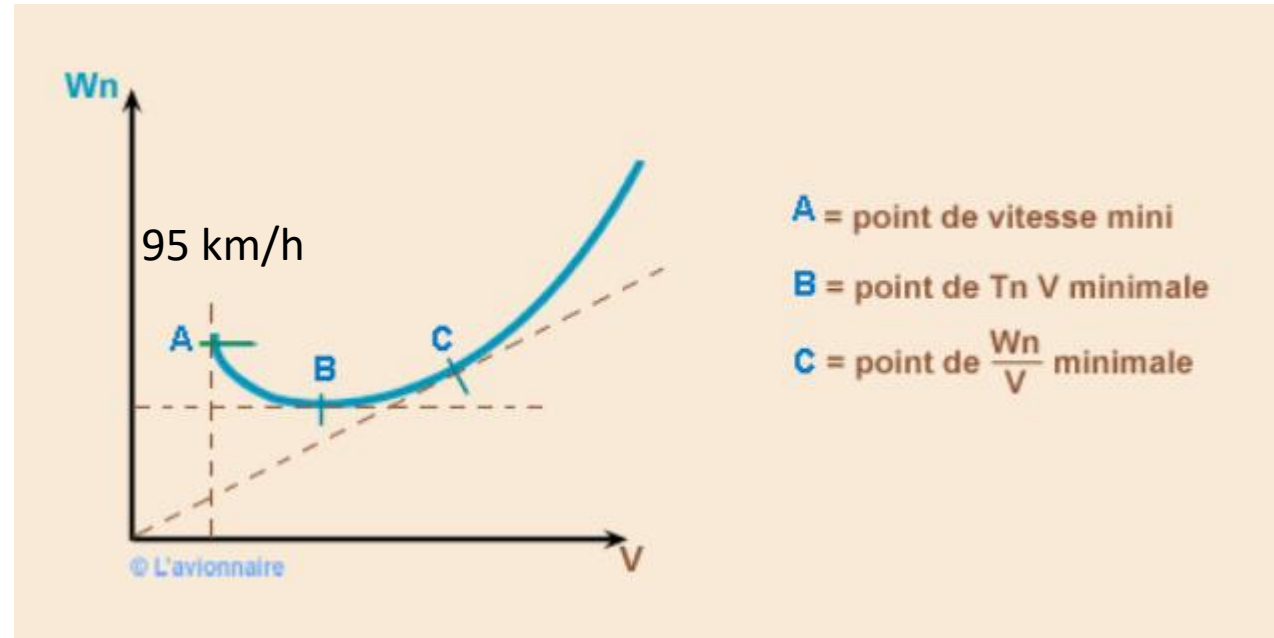
Courbe de puissance nécessaire

Le point **A** est le point de vitesse minimale

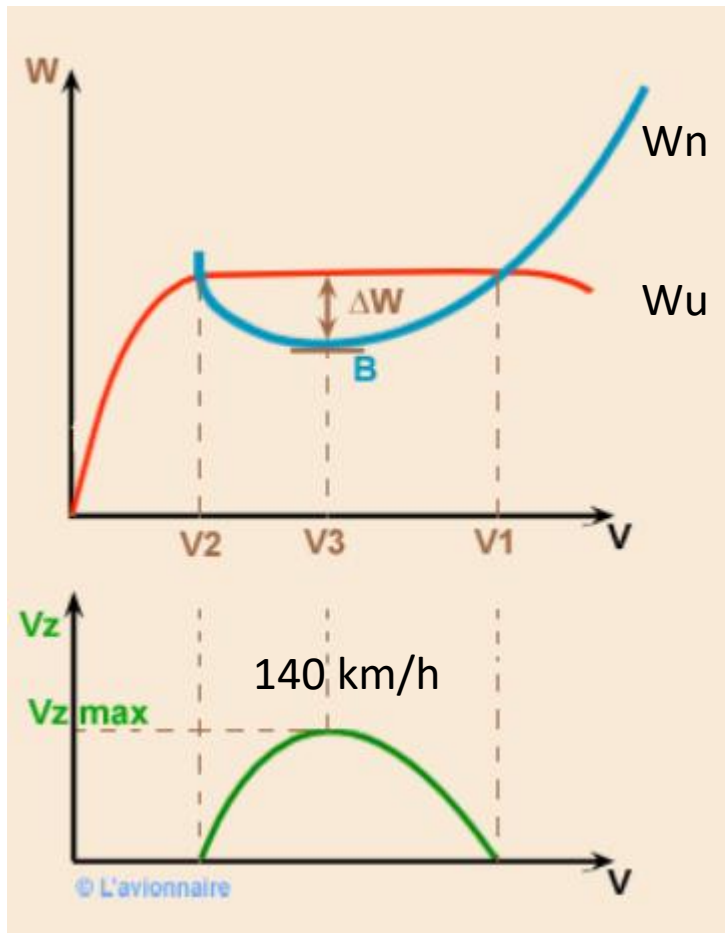
Le point **B** est le point de puissance nécessaire minimale.

Le point **C** est le point optimal du rapport $\frac{Wn}{V}$
C'est le point de moindre puissance pour une vitesse maximale.

Sur F-GOVF et F-BXSS la vitesse de décrochage à pleine charge est de 95km/h



Vitesse ascensionnelle maximale



La vitesse ascensionnelle maximale correspond à l'écart maximale entre puissance utile et puissance nécessaire.

Elle est sensiblement constante quelque soit l'altitude

La vitesse ascensionnelle maxi permet d'atteindre une altitude dans le meilleur temps

Elle peut être nécessaire pour atteindre rapidement un niveau déterminé.

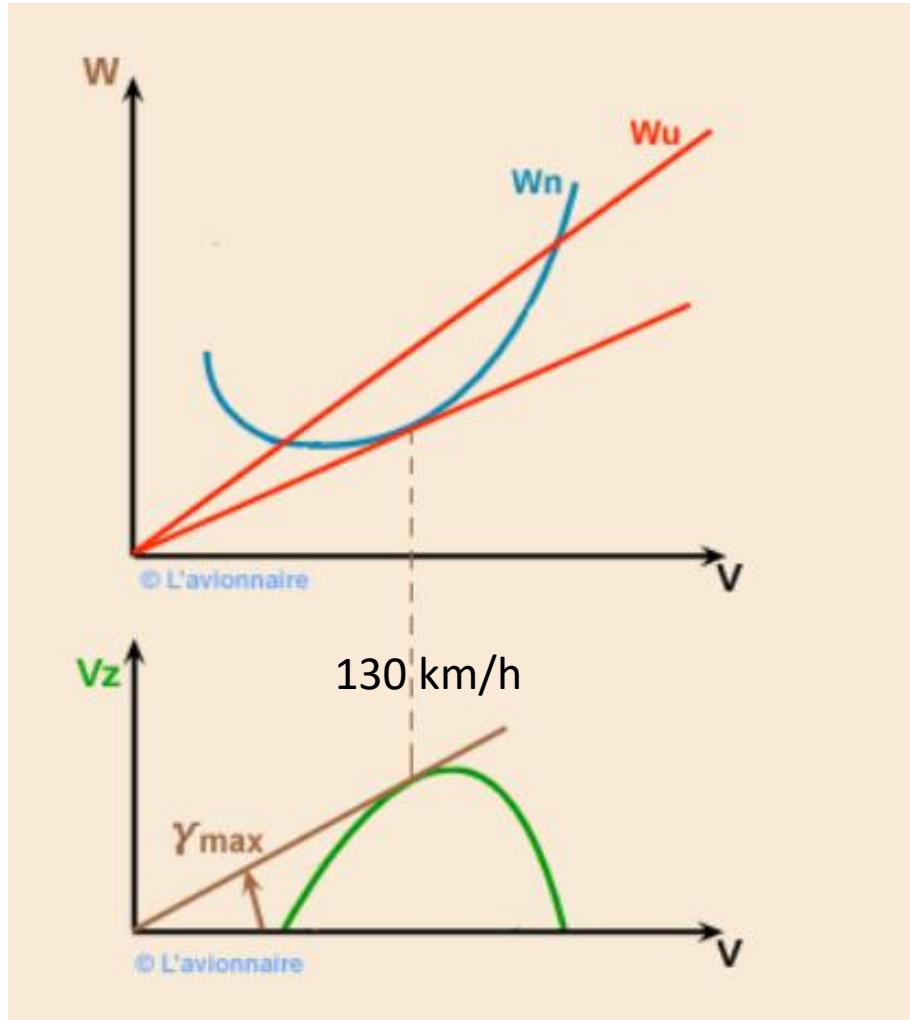
La vitesse ascensionnelle maximale $V_z \max$ du DR400 120 est de 140km/h volets rentrés

$V_z \max = 570 \text{ ft/min}$ à l'altitude 0ft et à la masse de 900 kg. Elle diminue ensuite de 43ft/min par tranche de 1000 ft

La $V_z \max$ est appliquée lorsqu'il faut atteindre rapidement une altitude donnée.

La courbe verte présente la différence $W_u - W_n$

Vitesse de pente maximale



La vitesse de pente maxi correspond au rapport V_z/V maxi.

La pente maximale permet d'atteindre une altitude sur la plus petite distance.

La vitesse de pente maxi est appliquée lorsqu'il s'agit de franchir un obstacle au décollage ou lorsqu'il s'agit d'atteindre un niveau avant un repère de route donné.

Sur F-GOVF et F-BXSS la vitesse de pente maxi est de 130km/h volets rentrés

Distance franchissable maximale

Pour ceux qui veulent aller plus loin

L'avion franchit une distance maximale si la consommation distance est minimale

Consommation distance = Consommation horaire / Vitesse sol $C_d = C_h / V_s$

Consommation horaire est fonction de la puissance utilisée: $C_h = kW_u$

En palier à vitesse stabilisée: puissance utilisée = Puissance nécessaire $W_u = W_n$

$$C_d = \frac{K * W_u}{V_s} = \frac{K * W_n}{V_s}$$

$W_n = \text{trainée} * \text{vitesse air}$

$$W_n = F_x * V_a$$

$$\left. \begin{array}{l} \text{Traction } T_u = \frac{1}{2} \rho C_x * V_a * S \\ \text{Portance } P = \frac{1}{2} \rho C_z * V_a * S \end{array} \right\}$$

$$\frac{T_u}{P} = \frac{C_x}{C_z}$$

La finesse $f = C_z / C_x$

$T_u = \text{Portance} / \text{finesse}$

A vitesse stable en palier

$$C_d = (\text{portance} / \text{finesse}) * \text{vitesse air} / \text{vitesse sol}$$

Distance franchissable

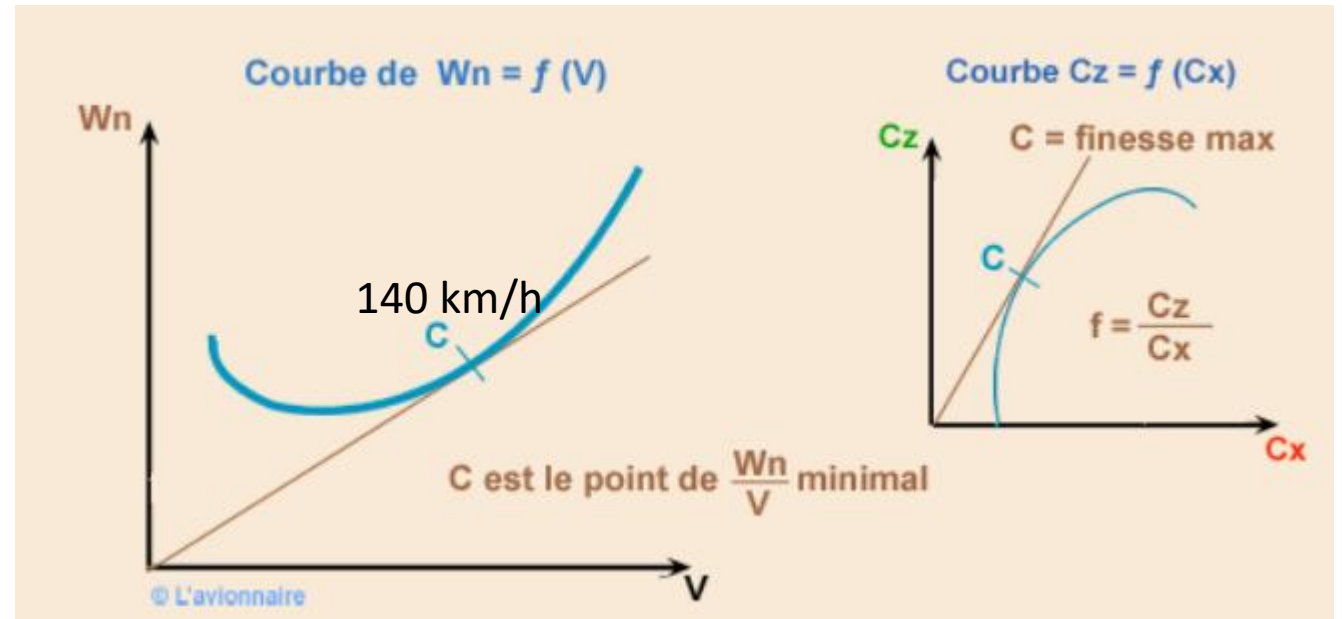
La vitesse de de distance franchissable maximale est celle qui correspondant au

[Puissance nécessaire / vitesse] minimal

C'est-à-dire au rapport
[Consommation /vitesse] minimal

Elle correspond en fait quasiment à vitesse de finesse maximale

Pour F-GOVF et F-BXSS cette vitesse est de 135km/h volets rentrés



Analyse

$$C_d = (\text{portance} / \text{finesse}) * \text{vitesse air} / \text{vitesse sol}$$

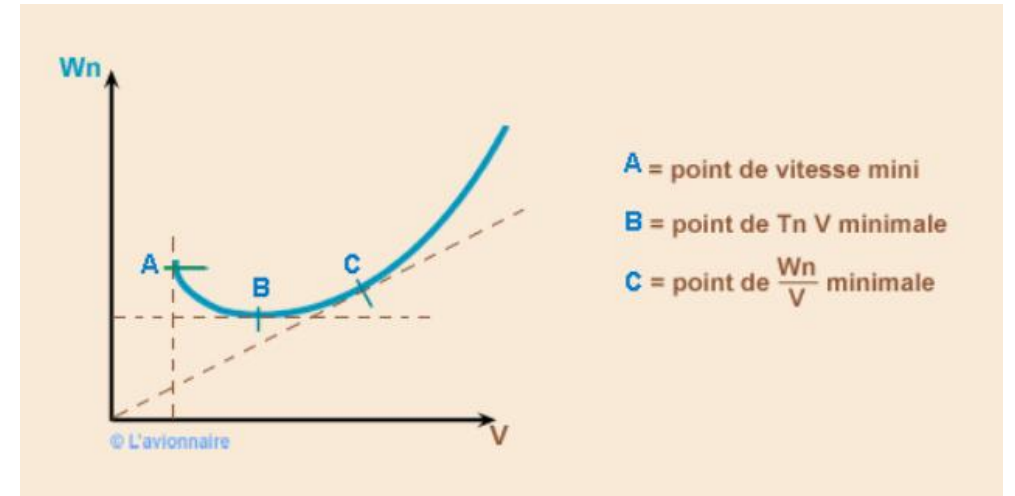
Sans vent: Vitesse air = vitesse sol

D'où: $C_d = (\text{portance} / \text{finesse})$

La Conso distance est minimale pour la finesse maximale, soit au point C

Pour F-GOVF et F-BXSS cela correspond à une vitesse de 140km/h

Et avec du vent?



Et avec du vent?

Par vent nul la Cd minimale est en C à la vitesse sol V_s qui est dans ce cas la vitesse de finesse maxi

Par vent de face la Cd minimale est en C_1 à la vitesse SOL V_{s1}

La vitesse sol est inférieure à celle sans vent. Il faut une vitesse air supérieure à celle sans vent.

5% par 10Kt de vent effectif de face

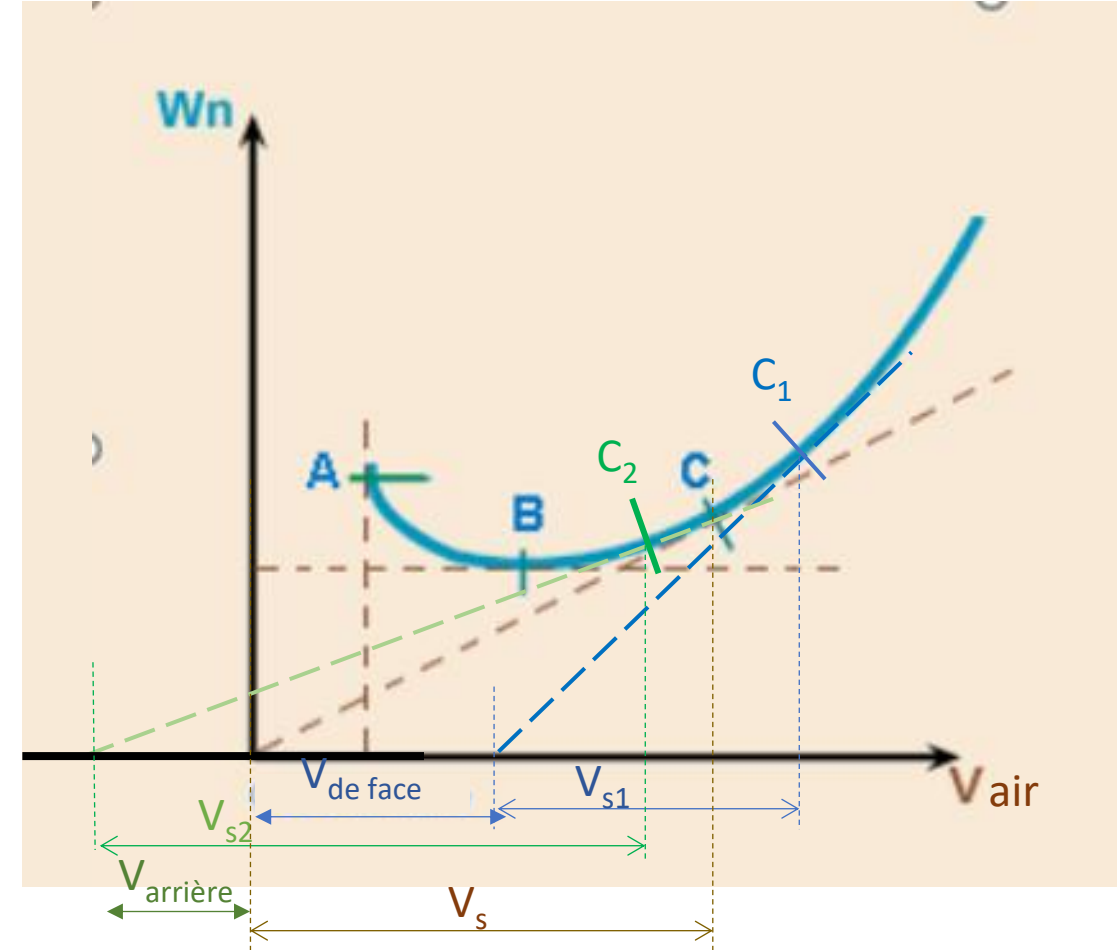
Par exemple 147 km/h sur DR400 120

Par vent arrière la consommation minimale est en C_2 à la vitesse SOL V_{s2}

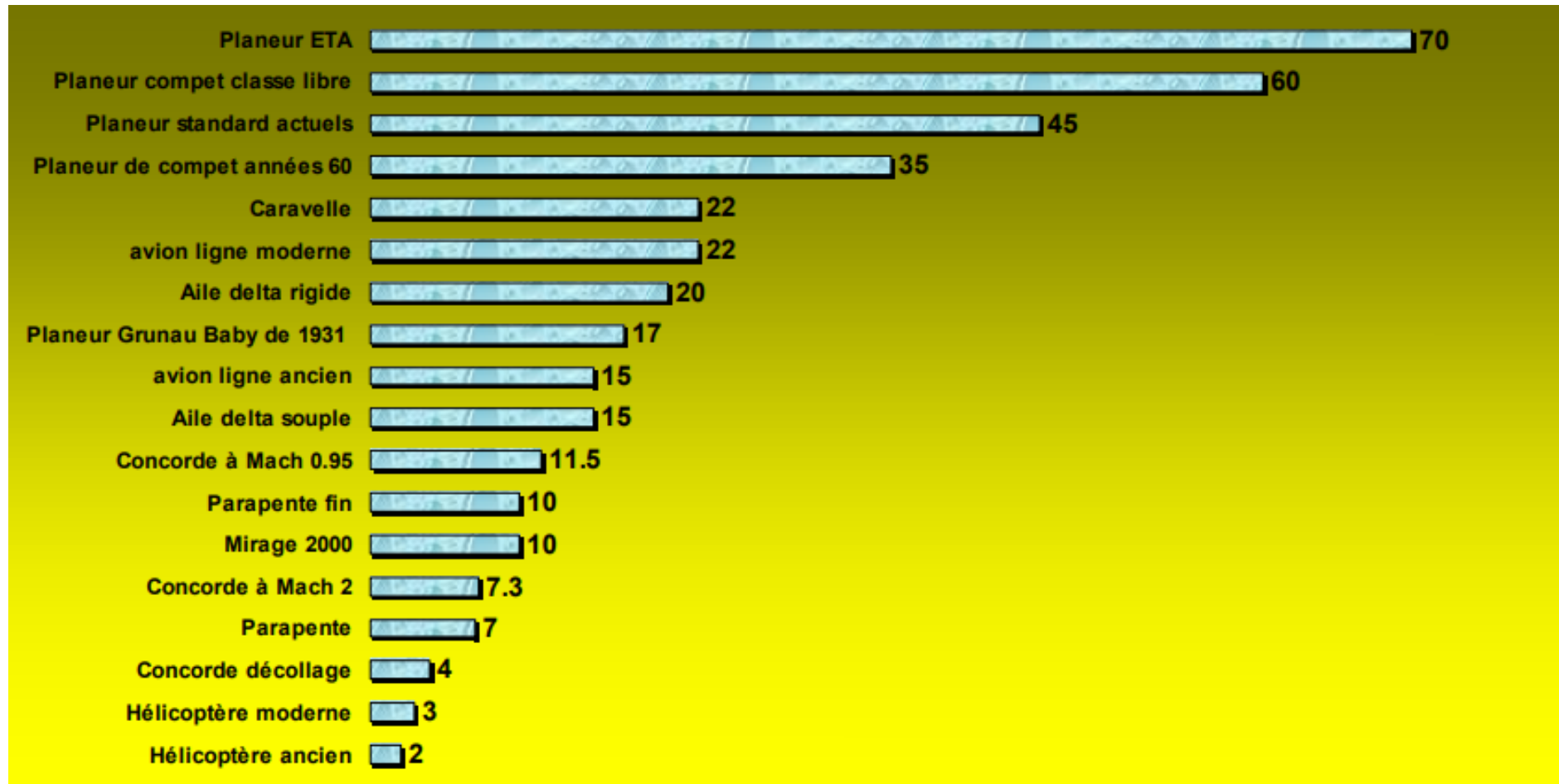
La vitesse sol est supérieure à celle sans vent. Il faut une vitesse air inférieure à celle sans vent.

5% par 10Kt de vent effectif arrière

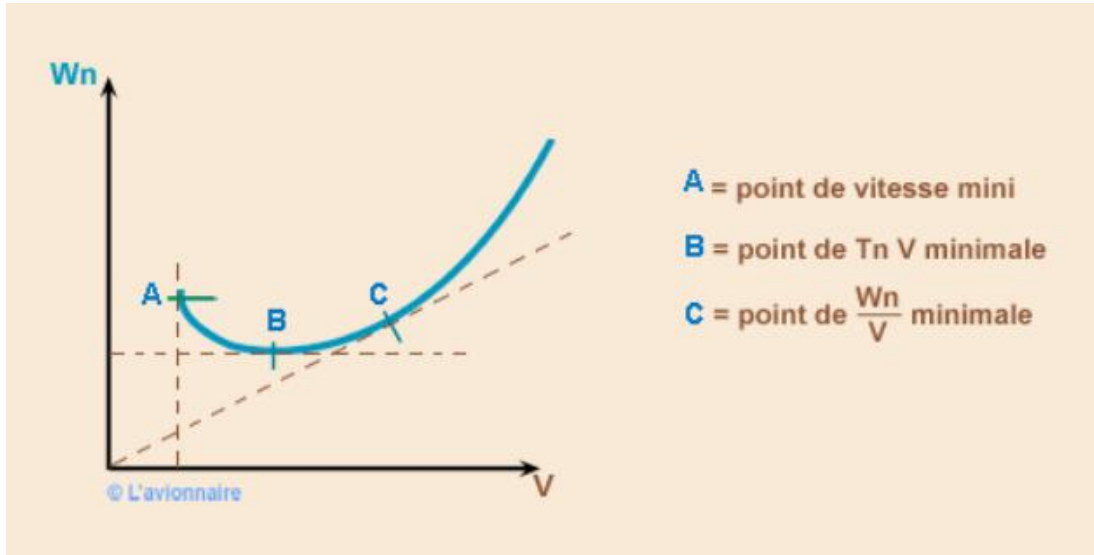
Par exemple 133 km/h sur DR400 120



Quelques avions et leurs finesesses maximales



Puissance nécessaire minimale



Le point B détermine la puissance nécessaire minimale pour être en vol donc la vitesse correspondante au taux de chute minimal

Mais ce n'est pas pour autant que l'avion ira loin.

L'autonomie est maximale pour l'avion c'est la vitesse à adopter pour une attente de longue durée;

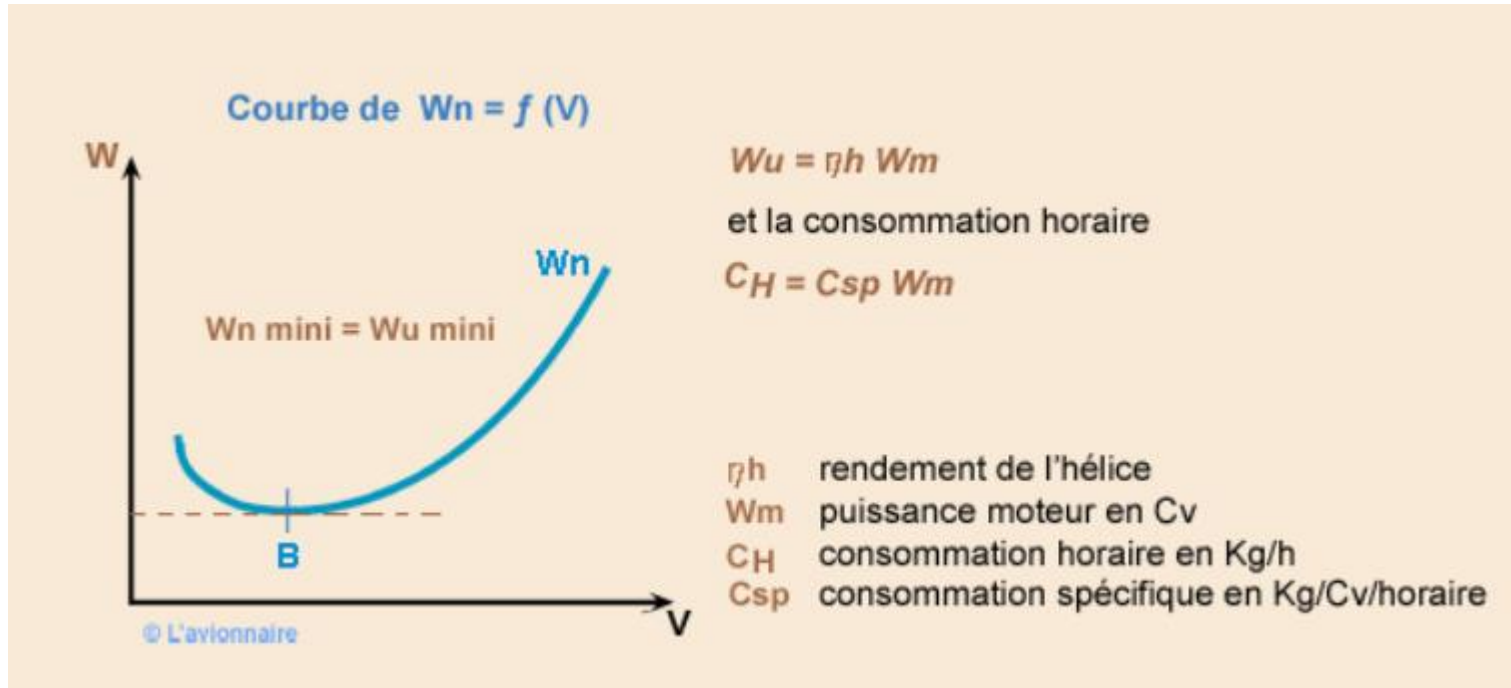
Sur DR 400 120 la vitesse est de 125 km/h

Puissance nécessaire minimale - vitesse d'attente

Pour ceux qui veulent aller plus loin

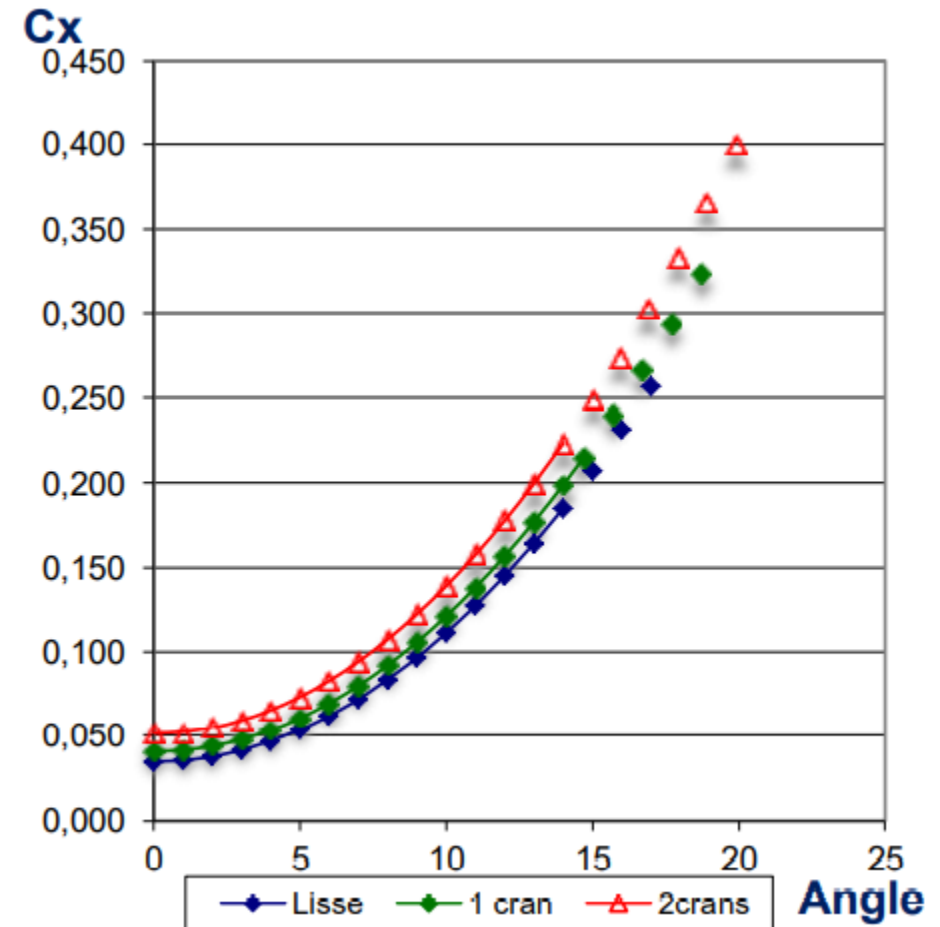
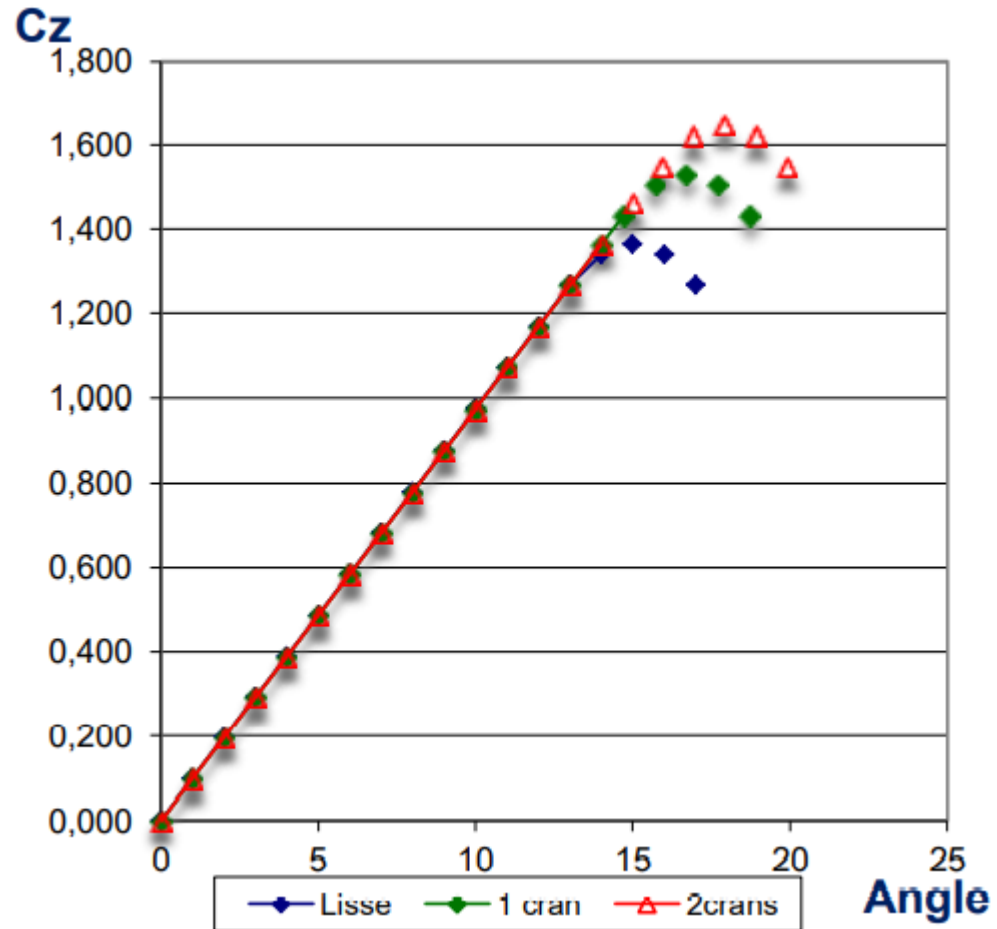
Equation de la portance	Portance = poids $\frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = mg$	$V = \sqrt{\left[\frac{2 * m * g}{\rho * S * C_z} \right]}$
Equation de la traction en palier	Traction = trainée $R_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$	
Puissance nécessaire en palier	$W_n = R_x \cdot V = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_x$	
En remplaçant V dans l'équation	$W_n = \frac{1}{2} \rho S \left\{ \sqrt{\left[\frac{2 * m * g}{\rho * S * C_z} \right]} \right\}^3 C_x$	$\frac{1}{2} \rho S * \left\{ \frac{2 * m * g}{\rho * S * C_z} \right\}^{3/2} * C_x$
Puissance nécessaire est minimale pour le rapport	$\frac{C_x^2}{C_z^3}$	

Attente

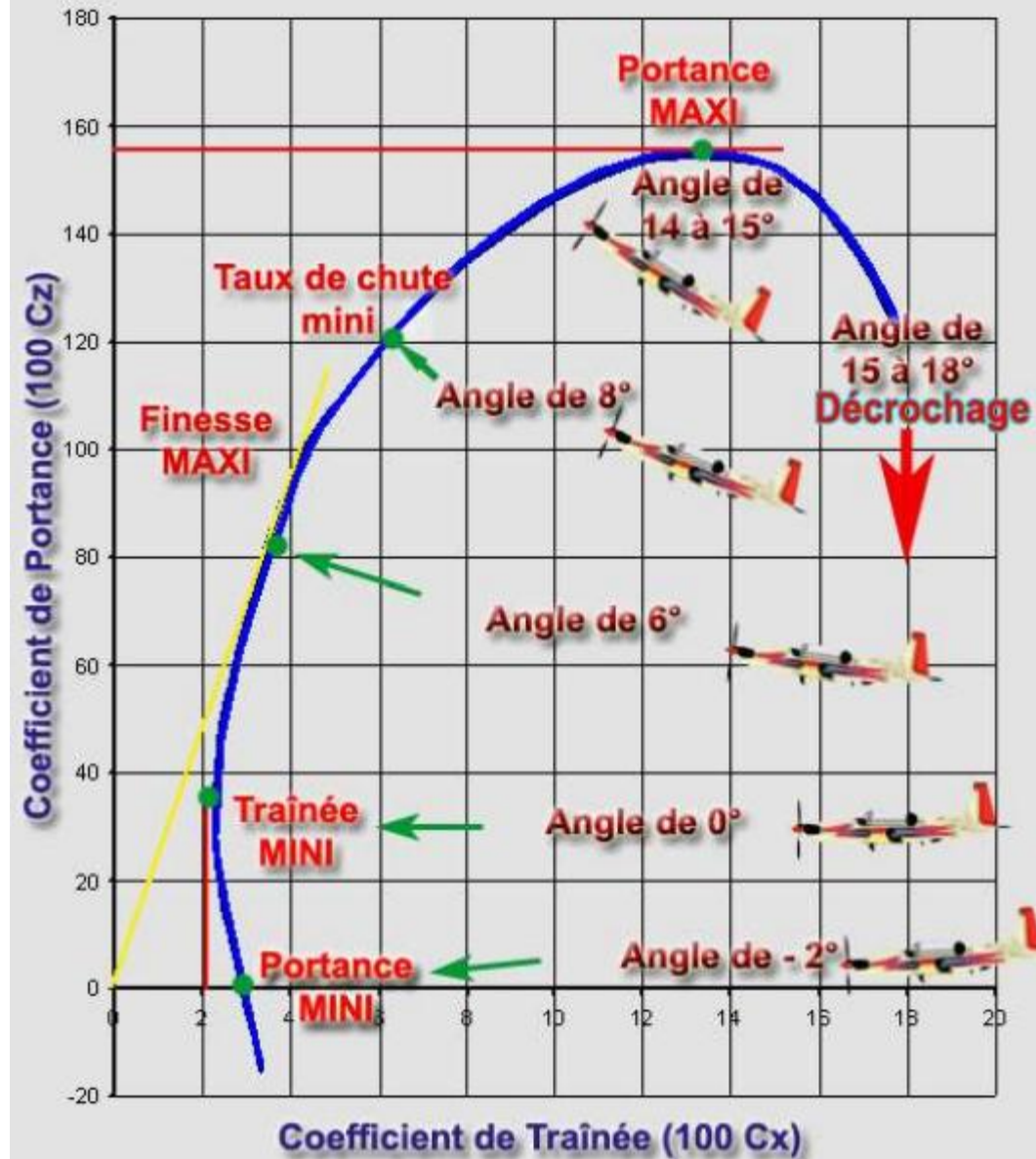


L'attente la plus longue est possible avec la consommation horaire minimale et à l'altitude la plus basse

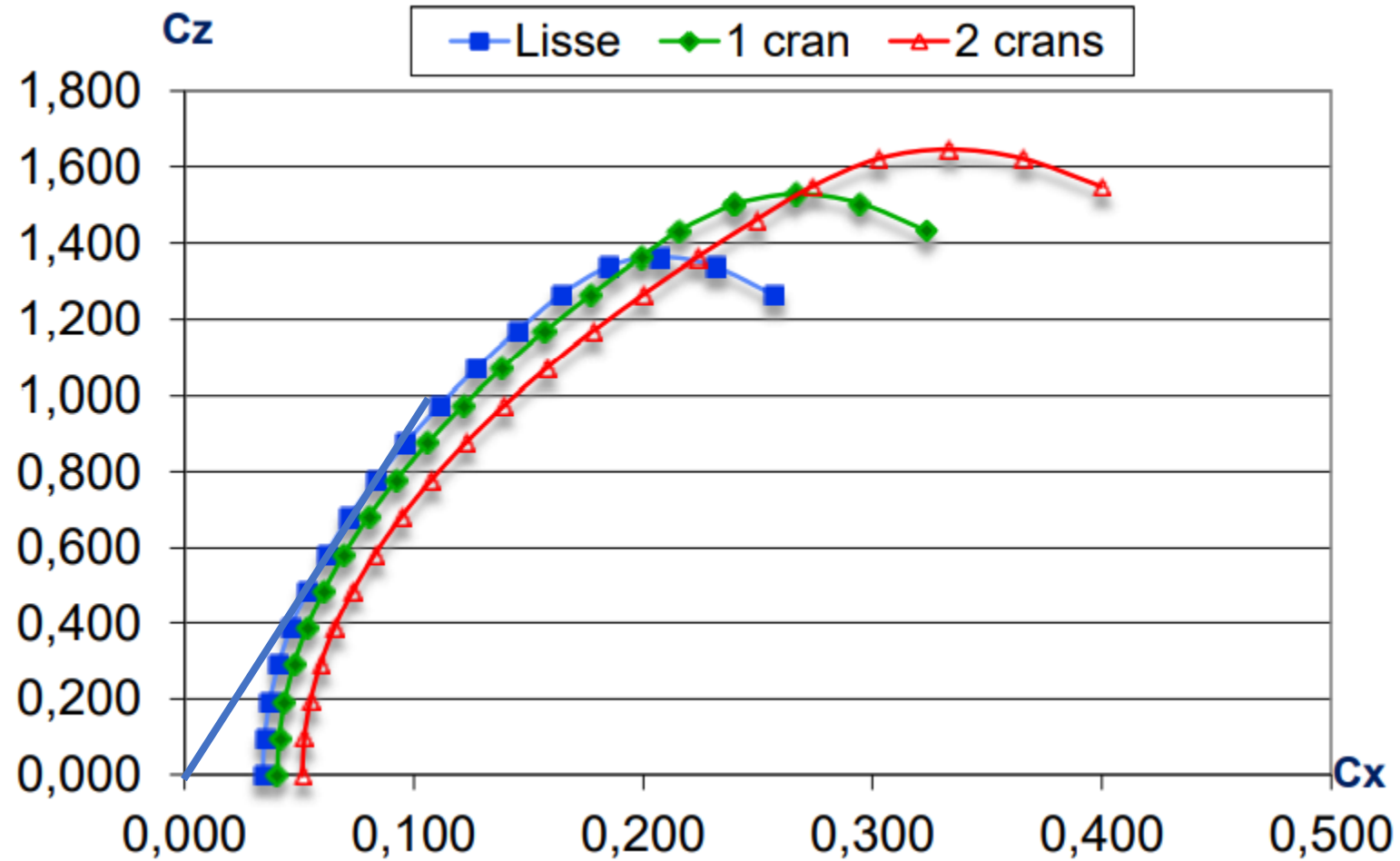
Courbes C_z / incidence et C_x / incidence d'un DR400180



POLAIRE D'UNE AILE D'AVION



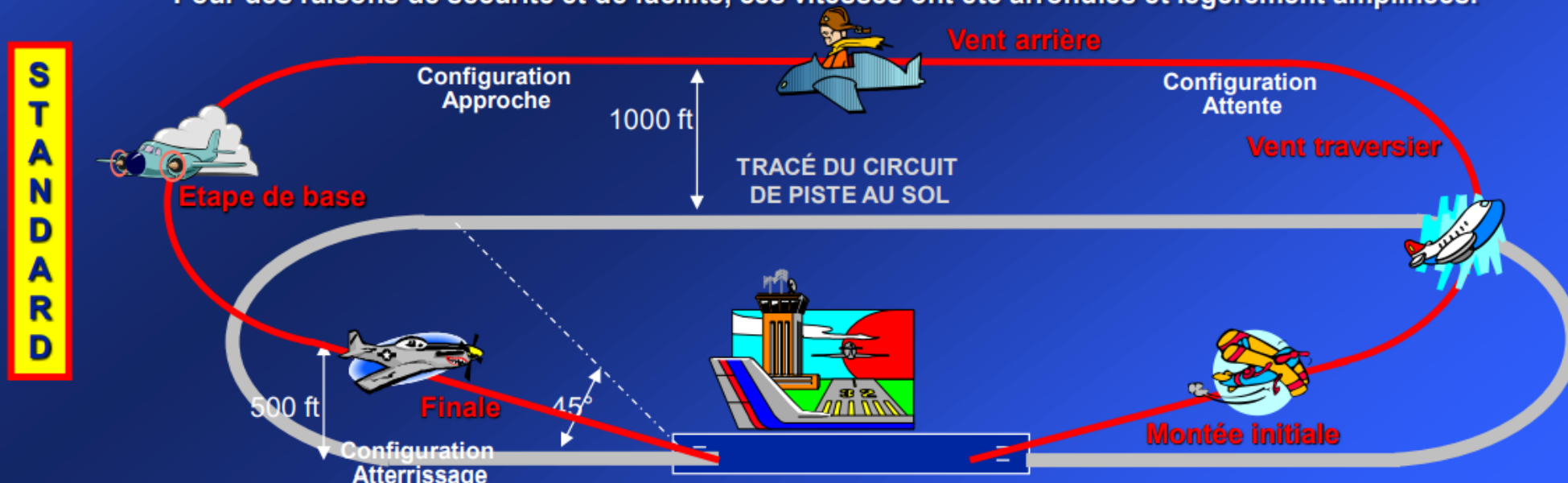
Polaire d'un DR400 180



Rappel sur le tour de piste en DR 400-120

VOLETS	Décrochage	V x 1,45	V x 1,3	V x 1,2
0°	94 km/h	137 km/h Config Attente	123 km/h	113 km/h
15°	88 km/h	128 km/h Config Approche	114 km/h Finale vent	106 km/h
60°	83 km/h	121 km/h	108 km/h Config Atterrissage	100 km/h Atterro Précaution
Si Inclinaison maxi		37°	20°	10°
Coefficient Sécurité en virage		30%	25%	19%

Pour des raisons de sécurité et de facilité, ces vitesses ont été arrondies et légèrement amplifiées.



Prévention des pertes de contrôle

Lorsqu'une perte de contrôle survient, elle a la plupart du temps été précédée d'une réduction des marges de sécurité.

La connaissance des marges de sécurité en évolutions, l'adaptation de l'attitude de la machine, et la modification éventuelle du plan d'action en vue de les préserver, sont essentielles.

Le pilote doit savoir à tout moment quelle vitesse tenir et l'inclinaison qu'elle permet. Il ne doit pas être dans l'incertitude de paramètres fluctuants.

Tout changement d'attitude d'un aéronef doit être volontaire. Toute variation involontaire doit être corrigée. Tout changement d'attitude doit aller vers une attitude prédéterminée par le pilote et compatible avec les marges de sécurité.

Le respect de ce qui est énoncé ci-dessus, suffirait à quasiment éradiquer les pertes de contrôle en vol, et permettrait d'améliorer considérablement la sécurité

Pourquoi des marges

Vous pouvez en effet :

- être surpris par de la turbulence,
- ne pas bien tenir la symétrie du vol,
- devoir faire un évitement,
- avoir un pilotage heurté du au stress,
- avoir du mal à bien stabiliser la vitesse,
- ou tout autre imprévu
- etc

En résumé

Pouvez vous expliquer l'écoulement de l'air sur un avion?

Pouvez vous expliquer la stabilité d'un vol?

Pouvez vous expliquer ce qu'est le facteur de charge?

Pouvez vous expliquer ce que sont les puissances utiles et les puissances nécessaires?

Bons vols

