

Fondamentaux du vol longitudinal

Conséquences pratiques de ces fondamentaux pour le pilotage

Jean-Luc Boiffier & Thierry Bouchez

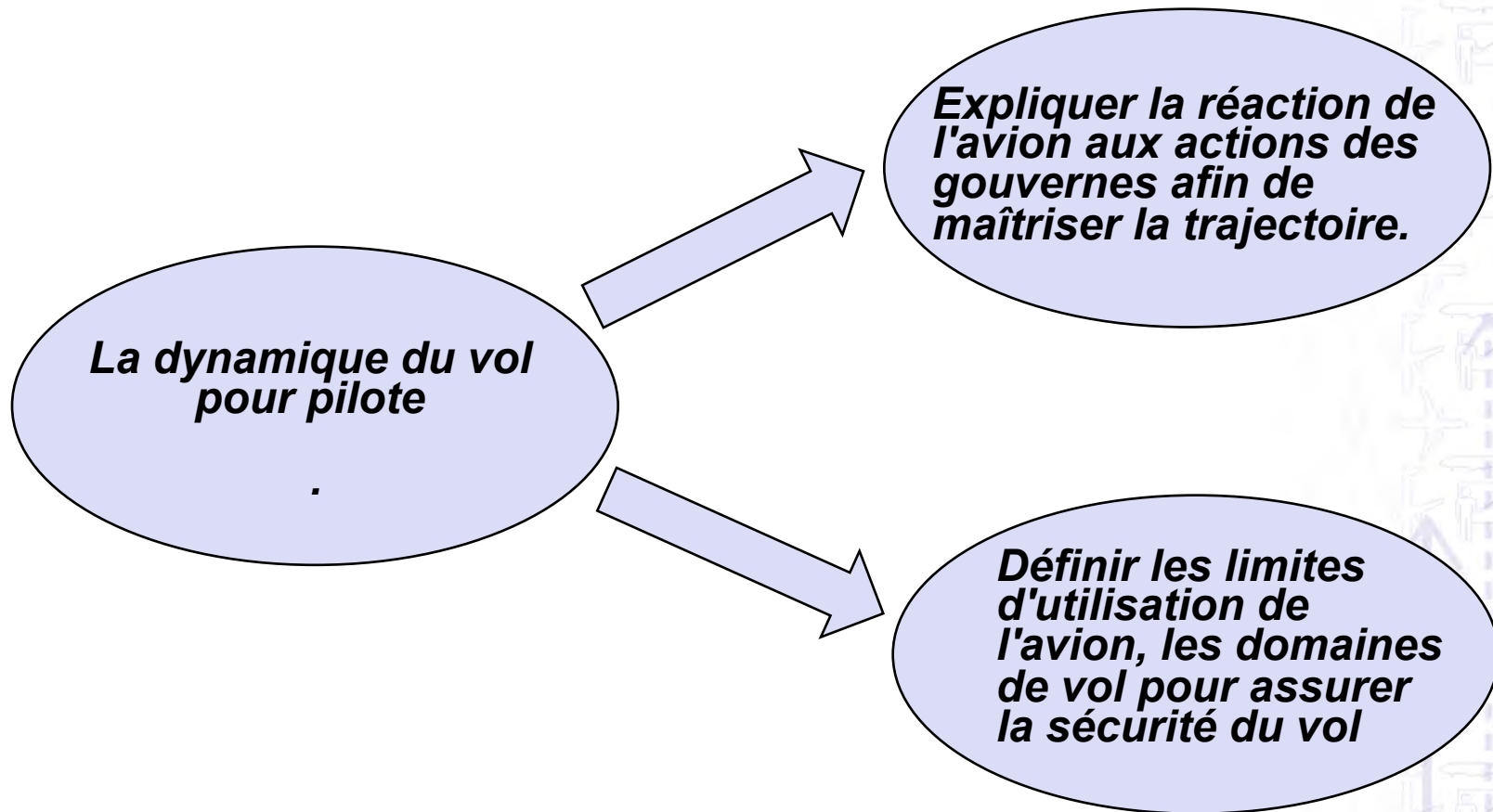
SupAéro & DGAC/0CV



Maîtrise du vol

P. Gandil :

«Les connaissances théoriques et pratiques participent à réduire le champs des mauvaises réactions, disons des croyances auxquelles chacun peut-être tenté de se raccrocher face à l'imprévu »



- **Fondamentaux de mécanique du vol**
- **Le décrochage: approche thématique**
- **Le domaine haute vitesse**
- **Les références du pilote: combinaisons simples**

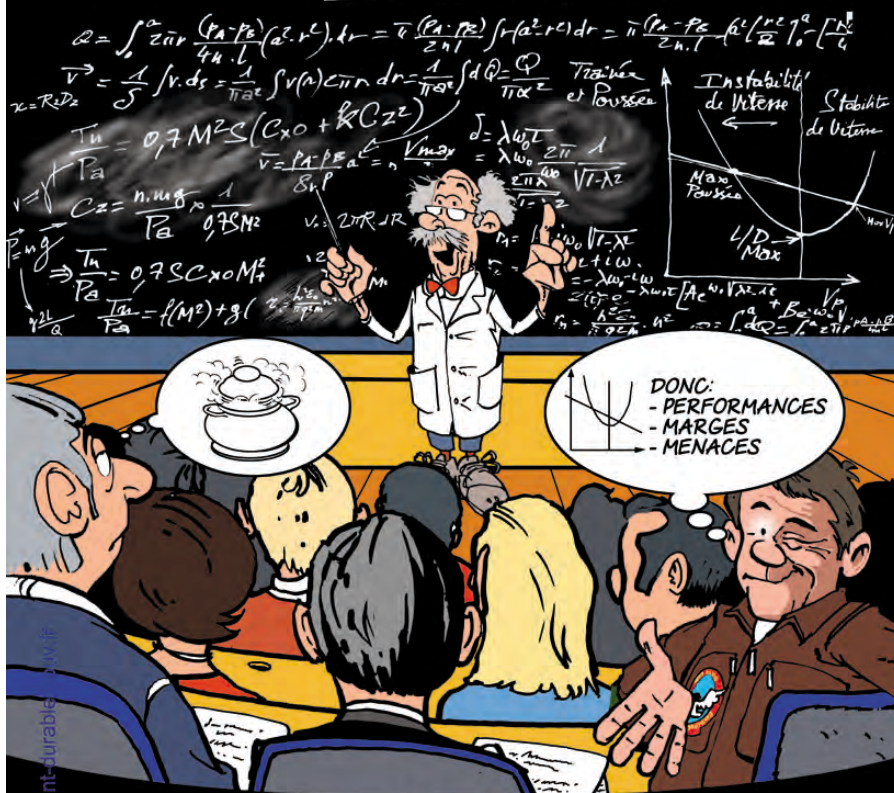
Prévention par la formation



DSAC

CONNAISSANCE THÉORIQUE

MÉCANIQUE DU VOL



Comprendre l'essentiel!



Quoi ?

Les fondamentaux du vol longitudinal

Pourquoi ?

Même le plus moderne des avions est “capable” de revenir en lois directes

Comment ?

La réponse de l’avion aux commandes

L'équilibre d'un avion “naturel” — lois directes
L'équilibre c'est l'avenir du vol, sa sécurité
Que se passe-t-il quand on actionne les gouvernes ?
et pourquoi ?

Sommaire

Introduction

Résolution de l'équilibre

Équilibres longitudinaux - Manche δ_m et Gaz δ_x

Équilibres longitudinaux - Justification

L'équation de Moment — δ_m Incidence

L'équation de Sustentation — δ_m Vitesse

L'équation de Propulsion — δ_x Pente

L'équation de Propulsion et de Sustentation — Vitesse & Pente

La pratique des fondamentaux

Résolution de l'équilibre - Lois Directes

D'une façon générale

**Pour définir un équilibre nous devons
ajouter autant d'équations indépendantes
qu'il y a de commandes
Deux en vol longitudinal (δ_m & δ_x) et deux en latéral (δ_l & δ_n)**

Une fois définis ces deux équations ou ces deux états
tous les autres états de l'avion sont définis de façon unique

Un résultat particulièrement puissant

Résolution de l'équilibre

Exemples en longitudinal : deux équations supplémentaires

- ❶ *Le cas de vol* : altitude h et vitesse V
- ❷ *Ou les deux commandes* : manche δ_m et gaz δ_x

Pour une position des gouvernes il n'y a qu'un seul équilibre possible
Un élément de pilotage

Avec les commandes latérales au neutre et longitudinales en position nominale

L'avion atteint une altitude et une vitesse constante h & V
avec les ailes horizontales $\phi = 0$

L'avion connaît et retrouve seul l'altitude, la vitesse et la verticale

Résolution de l'équilibre

Exemples en longitudinal : deux équations supplémentaires

Résultat particulièrement puissant

- ① *En croisière, la perte de l'indicateur de vitesse V :*
si la poussée $N1$ et l'altitude h sont nominales,
ou si la poussée, $N1$ et l'assiette θ sont nominales,
la vitesse est nécessairement correcte
- ② *En croisière, la perte de l'indicateur d'altitude h :*
si la poussée $N1$ et la vitesse V sont nominales,
l'altitude est nécessairement correcte
- ③ *En croisière, la perte de l'indicateur d'altitude h et de la vitesse V :*
si la poussée $N1$ et l'assiette θ sont nominales,,
l'altitude et la vitesse sont nécessairement correctes

Résolution de l'équilibre

Procédure secours en cas de perte d'indicateur de vitesse sur l'A380

Assiette & Poussée

PITCH (°) / THRUST (% THR) FOR LEVEL FLIGHT

		550 T	450 T	350 T
FL	Speed	Pitch (°)	Thrust (% THR)	
FL250-FL290	300 kts	2.5 / 68	2 / 58	1.5 / 48
FL300-FL330		2.5 / 78	2 / 68	1.5 / 58
FL340-FL370	M 0.85	2.5 / 88	2 / 78	1.5 / 68
Above FL370		—	2 / 88	1.5 / 78

Équilibres longitudinaux - Manche δ_m et Gaz δ_x

Le Manche δ_m pilote l'incidence α - *Moment*

*Relation linéaire quelles que soient l'altitude, l'assiette, la gîte, le poids, la vitesse, etc
et la vitesse V - Sustentation*

Autour d'une altitude, la relation non-linéaire dépend de la masse et de l'altitude

Le Manche δ_m pilote la Traînée — $\frac{1}{2}\rho V^2$ et C_x - *Sustentation*

Relation non-linéaire quelle que soit l'altitude (et la vitesse)

Les Gaz δ_x pilotent la pente γ - *Propulsion*

mais pas la vitesse V

Équilibres longitudinaux - Manche δ_m et incidence α

Le Manche δ_m pilote l'incidence α
donc il contrôle la marge au décrochage

L'incidence α est le “marqueur” fondamental du décrochage
ce qui n'est pas vraiment le cas de la vitesse

Il permet d'être alerté de l'approche du décrochage particulièrement dangereux.

L'incidence de décrochage α_{max} dépend seulement du nombre de Mach
et de la position des bords de bord d'attaque

L'incidence de décrochage α_{max} est indépendante du poids $m g$ et de l'altitude h .
Ce n'est pas le cas de la vitesse de décrochage V_s .

Équilibres longitudinaux

Justification de ces résultats

L'équation Cardinale de moment

L'équation Royale de portance

L'équation de propulsion Surintendante des Finances

L'équation de Moment est Cardinale

*Cette équation est le coeur caché de l'équilibre
l'éminence grise "discrète", mais essentielle, autoritaire et puissante.
Son rôle est fondamental pour définir l'état de l'avion.*



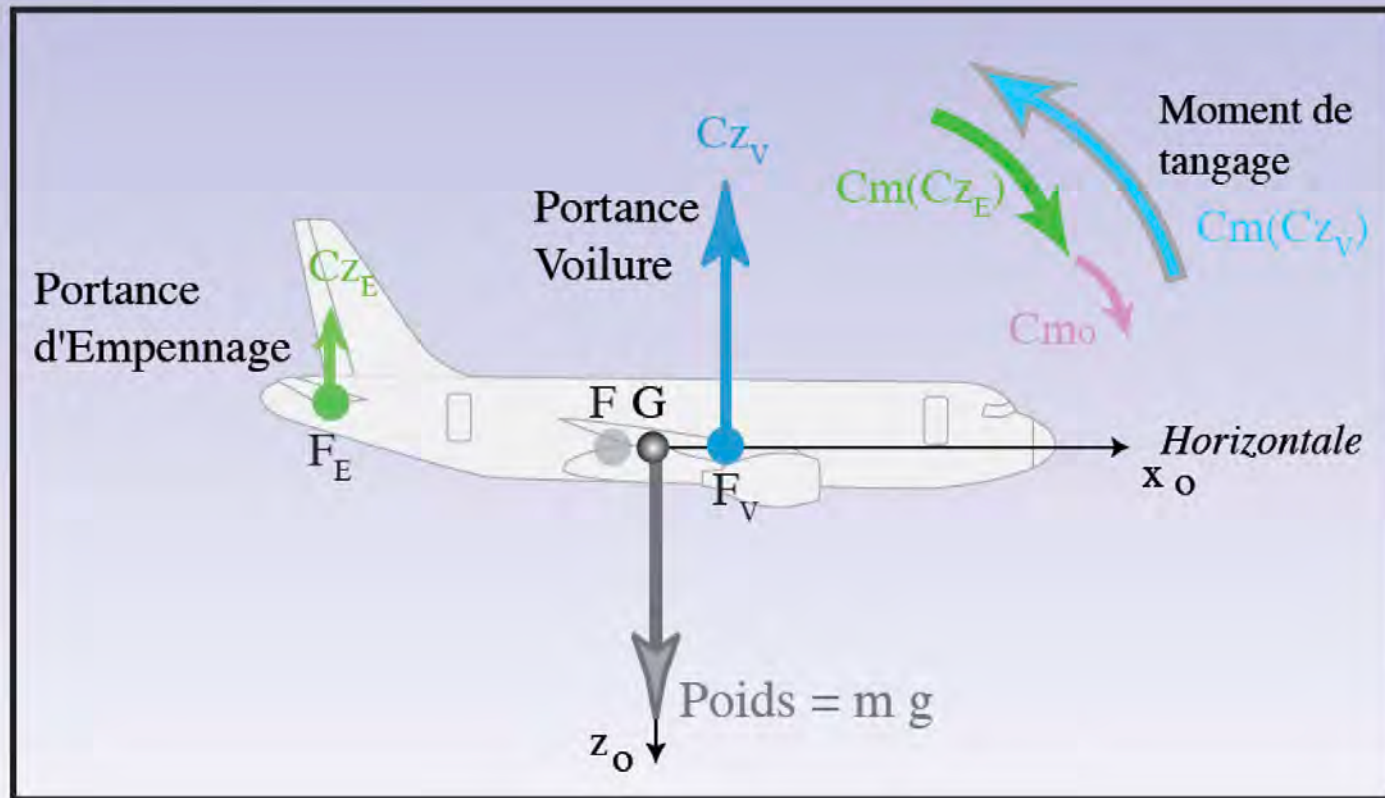
La somme des moments, par rapport à G,
est égale à zéro $C_m = 0$

*Indépendante de l'altitude, du poids, de la vitesse,
de la pente et de l'attitude*

⇒

**L'équation la plus puissante
de l'équilibre longitudinal**

Equation de moment - Équilibre



$$Cm = Cm_o + Cm_\alpha(\alpha - \alpha_o) + Cm_{\delta_m} \delta_m = 0$$

La position de la "profondeur" δ_m est proportionnelle à l'incidence α

Equation de moment - Équilibre

*Pour modifier l'incidence
un moment de tangage doit être créé*

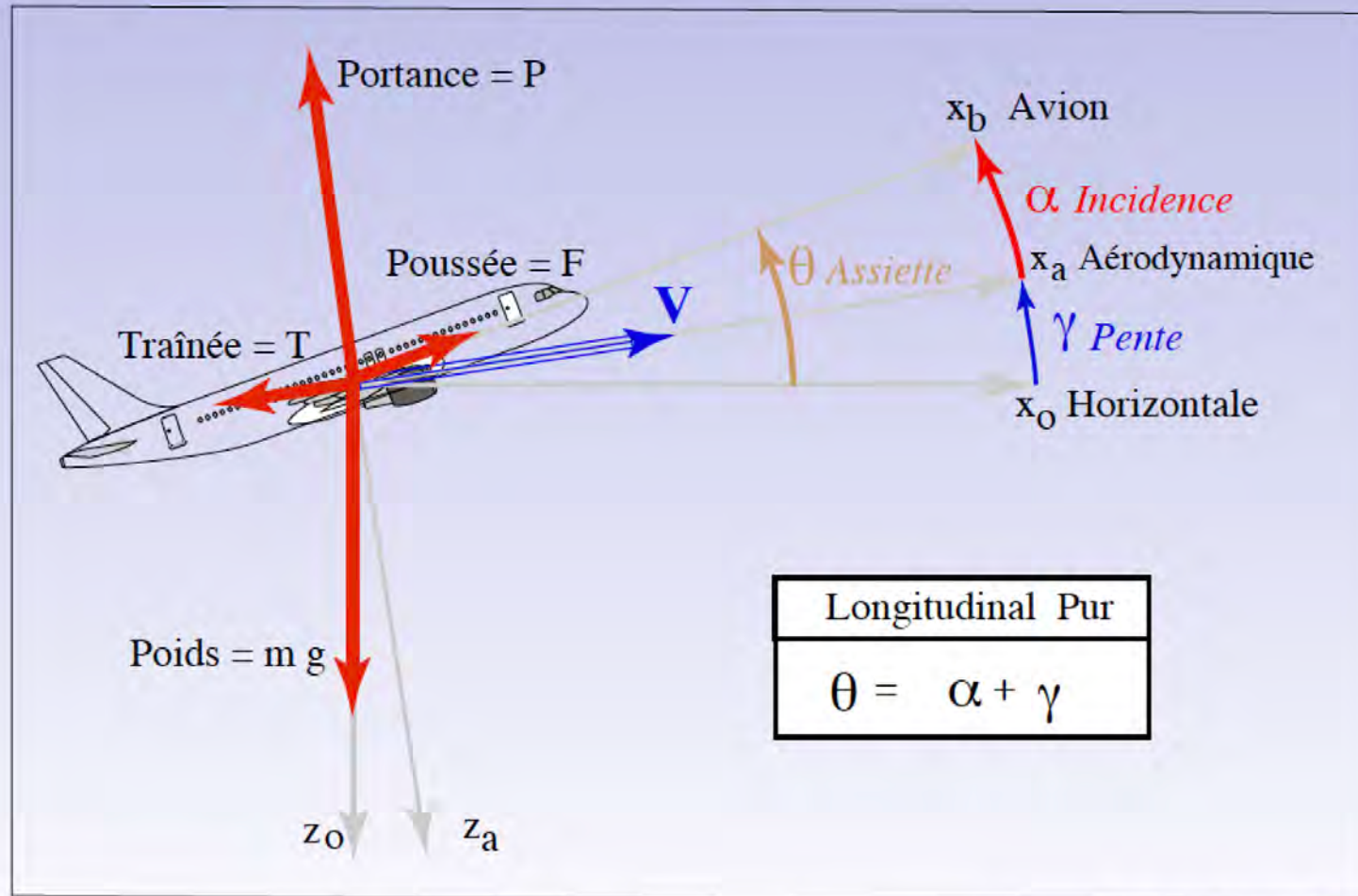
**Le moment de tangage est piloté par la gouverne de profondeur,
c'est-à-dire le manche δ_m**

$$\delta_m \Leftrightarrow \alpha$$

**La manette des gaz δ_x ne peut pas modifier l'incidence
car elle ne crée pas de moment**

$$\delta_x \nrightarrow \alpha$$

Equations longitudinales - Schéma des forces en jeu



L'équation Royale - Sustentation

*Cette équation déclare que l'avion vole
c'est-à-dire qu'il existe dans son rôle*

Comme Roi du vol, nous devons nous y soumettre
Rien ne peut se faire sans vérifier cette équation



Poids = Portance

$$m g [\cos \gamma] = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z(\alpha)$$

**La portance est constante
pour de faible pente $\cos \gamma \approx 1$**

et imposée par le vol
et le pilote n'y peut rien
il ne peut pas piloter la portance

L'équation de Sustentation - Vitesse

Poids = Portance

$$m g = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z(\alpha)$$

Le manche $\delta_m \Rightarrow C_z(\alpha)$
pilote la pression cinétique $\frac{1}{2} \rho V^2$

pour une altitude h donnée ($\rho = Cte$) $V^2 \bar{\alpha} = Cte$

Le **manche** δ_m , $C_z(\alpha)$ ou $\bar{\alpha}$, **pilote la vitesse** V
 $\delta_m \Rightarrow V$

Les gaz δ_x ne modifient pas la vitesse
 $\delta_x \nRightarrow V$
car ils ne pilotent pas l'incidence

L'équation de Sustentation - Traînée

Pour modifier la pression cinétique $\frac{1}{2}\rho V^2$,
 l'incidence doit être modifiée, Équation de Sustentation **S** ,
 Seul le manche δ_m modifie l'incidence, Équation de Moment **M** ,
 L'incidence "c'est" aussi les coefficients de portance et de traînée C_z & C_x ,
 alors :

Le manche δ_m pilote la valeur de la traînée $\frac{1}{2}\rho V^2 S C_x$
quelles que soient l'altitude h et la vitesse V

$$\delta_m \Rightarrow \alpha \quad \mathbf{M} \Rightarrow C_z \left\{ \begin{array}{c} \frac{1}{2}\rho V^2 \\ C_x \end{array} \begin{array}{c} \mathbf{S} \\ \text{Polaire} \end{array} \right\} \Rightarrow \text{Traînée} = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_x$$

Une position de manche δ_m constante conduit à
une Traînée constante

L'équation de Sustentation - qui pilote la Portance et la Traînée ? Mais ATTENTION :

Si le manche δ_m pilote la valeur de la Traînée $\frac{1}{2}\rho V^2 S C_x$
le manche δ_m ne pilote pas la valeur de la Portance $\frac{1}{2}\rho V^2 S C_z$
Ni les gaz δ_x

La Portance P est piloté par le vol de l'avion — Équation Royale
Si l'avion vole, la Portance est égal au poids, via l'équation de sustentation **S**

Le Surintendant des finances — Équation de propulsion

C'est l'équation du comptable, sommes-nous capable de payer le vol ?

Si ce n'est pas le cas nous sommes ramenés au sol.

Si nous sommes incapable de payer, la situation ne peut pas perdurer.

Éventuellement, si nous avons quelques réserves, c'est-à-dire de la vitesse, alors nous pouvons emprunter mais sur du court terme.



Poussée - Traînée = Poids . Pente

pour des faibles pentes, $\cos \gamma \approx 1$ et $\sin \gamma \approx \gamma$

Le bilan propulsif ou l'excédent de poussée

$$F - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x(\alpha) = m g \gamma$$

donne de la pente γ

Équation de propulsion — Pente

$$\text{Poussée} - \text{Traînée} = \text{Poids} \cdot \text{Pente}$$

pour des faibles pentes, $\cos \gamma \approx 1$ et $\sin \gamma \approx \gamma$

$$\text{l'excédent de poussée} \quad F - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x(\alpha) = m g \gamma$$

Si on ne touche pas au manche, la traînée $\frac{1}{2} \rho S V^2 C_x(\alpha)$ est constante, de sorte que l'effet des gaz δ_x est direct sur la pente.

$$\Delta F(\delta_x) = m g \Delta \gamma$$

Les gaz δ_x pilotent la pente γ

Équation de propulsion et de sustentation — Vitesse & Pente

Couplage entre la portance et la traînée via la polaire

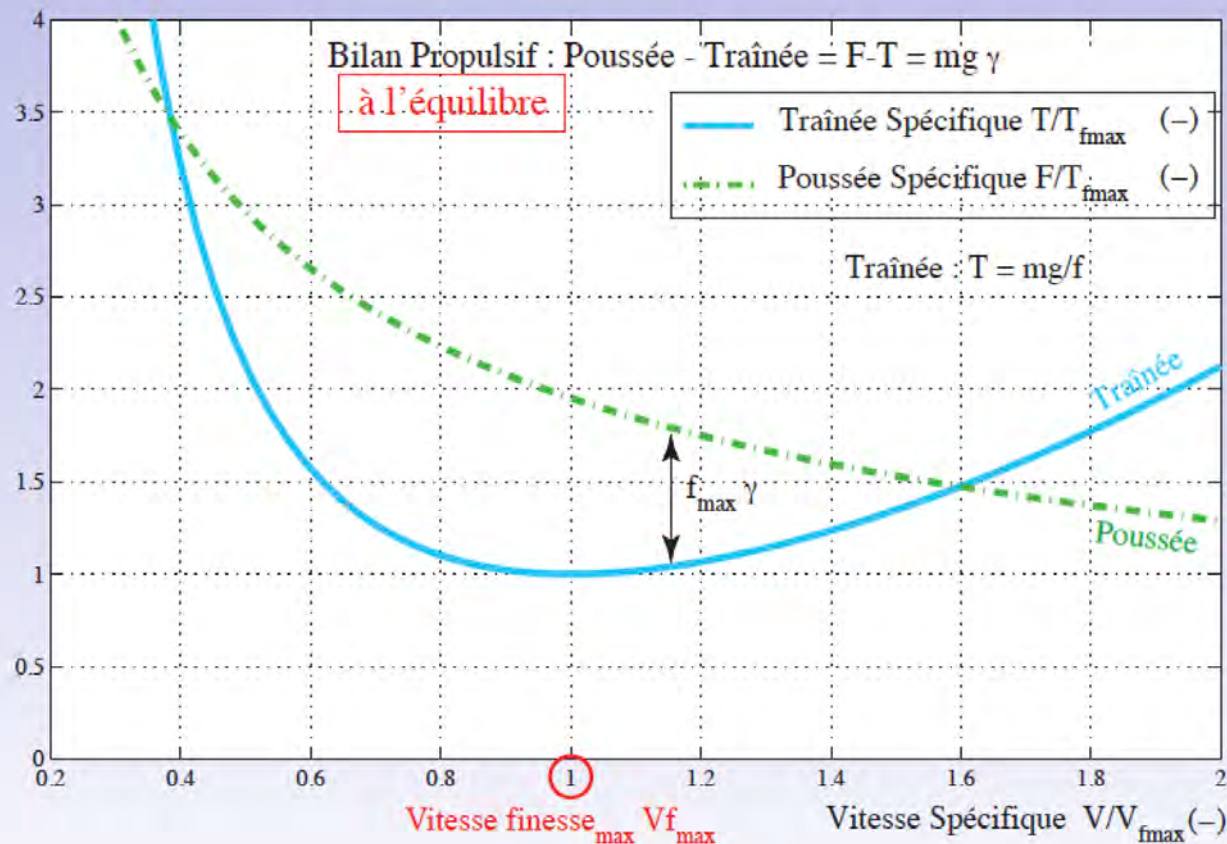
$$C_x = C_{x0} + k_i C_z^2$$

La traînée s'exprime grâce à l'équilibre de la sustentation

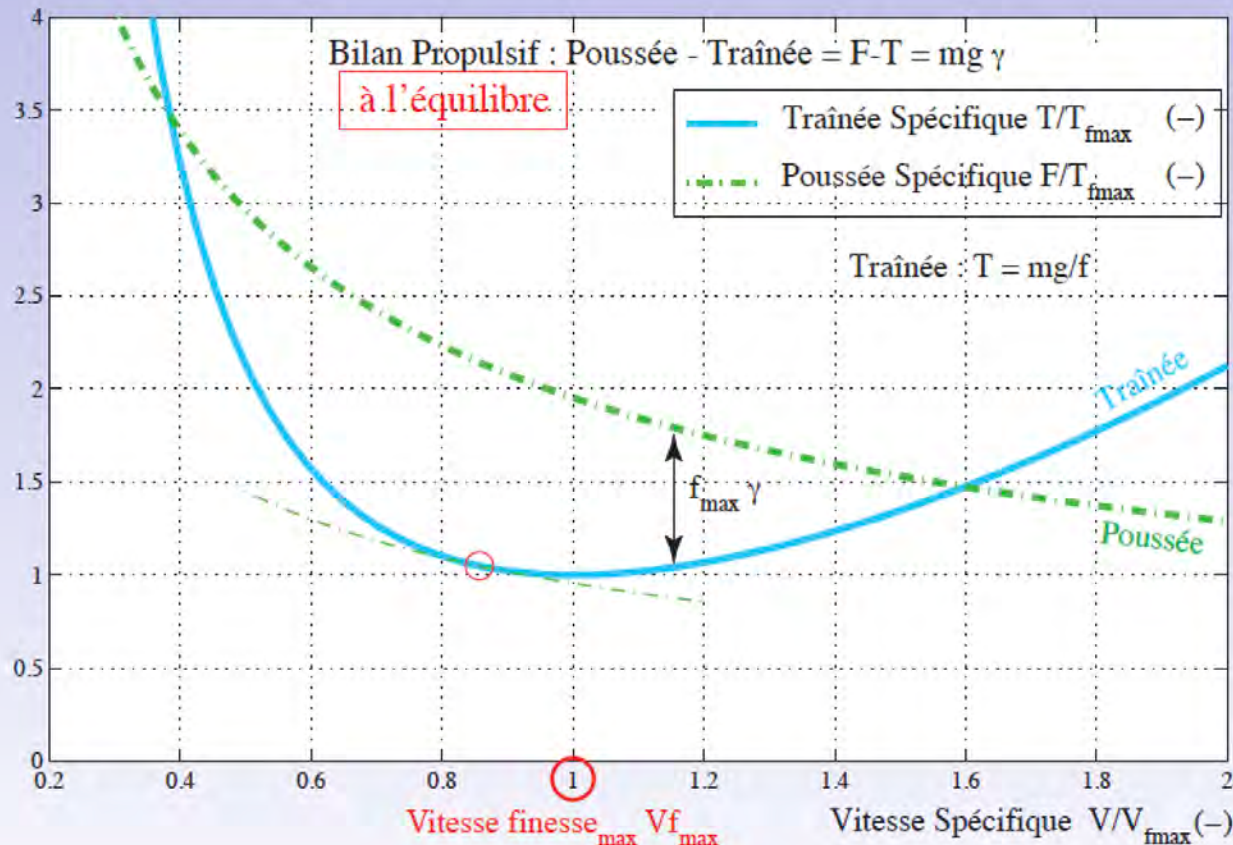
$$T = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x(\alpha) = \frac{1}{2} \rho S V^2 \left(C_{x0} + k_i \left(\frac{m g}{\frac{1}{2} \rho S V^2} \right)^2 \right)$$

$$T = A_T V^2 + \frac{B_T}{V^2}$$

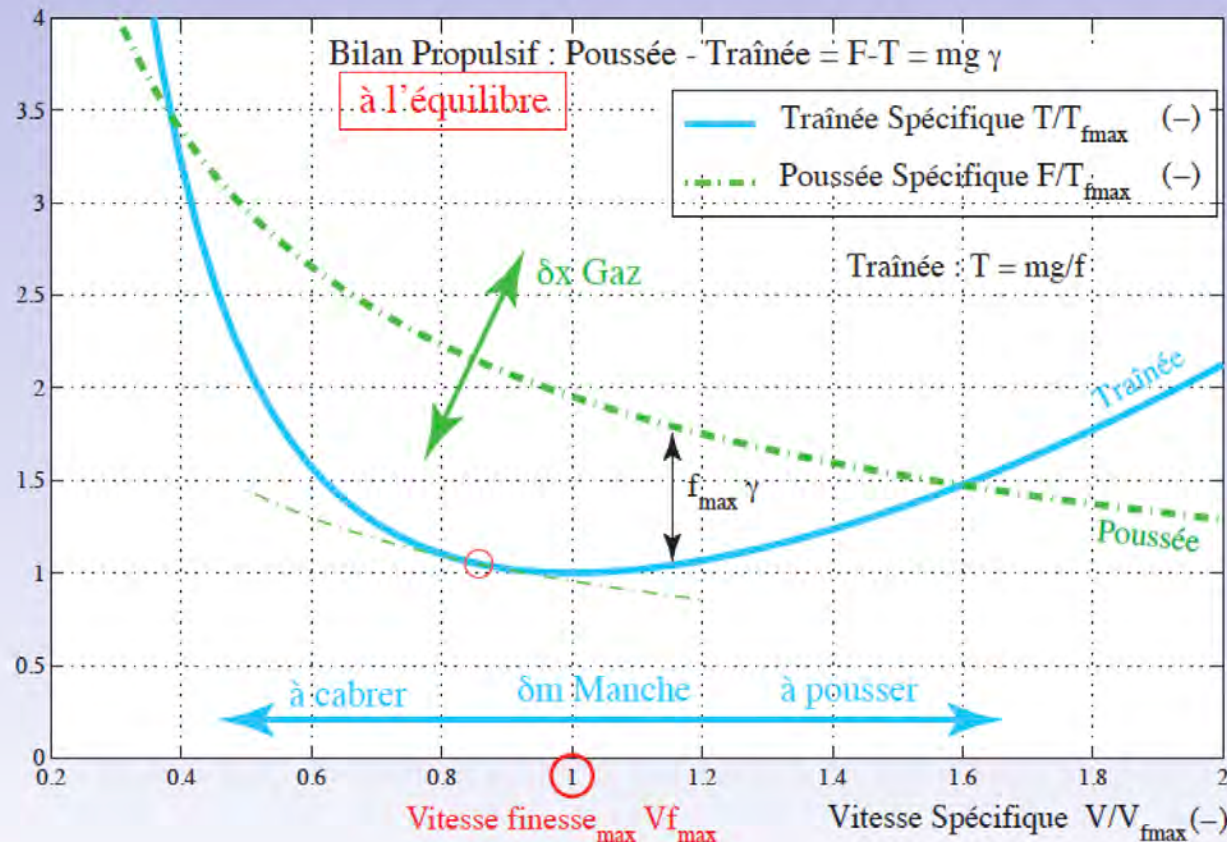
Équation de propulsion et de sustentation — Vitesse & Pente



Équation de propulsion et de sustentation — Vitesse & Pente



Équation de propulsion et de sustentation — Vitesse & Pente



Équation de propulsion et de sustentation — Vitesse & Pente

En pilotant la vitesse, le manche est un outil de gestion de l'énergie
— c'est-à-dire qu'il pilote la Traînée et la Poussée grâce la la valeur de la vitesse —
et ainsi, le manche est capable de piloter la pente

La valeur de la Traînée minimale est obtenue pour la finesse maximale

$$\frac{T}{P} = \frac{T}{m g} = \frac{1}{f} \implies T = \frac{m g}{f(\alpha)}$$

Utilisations pratiques des fondamentaux deux exemples :

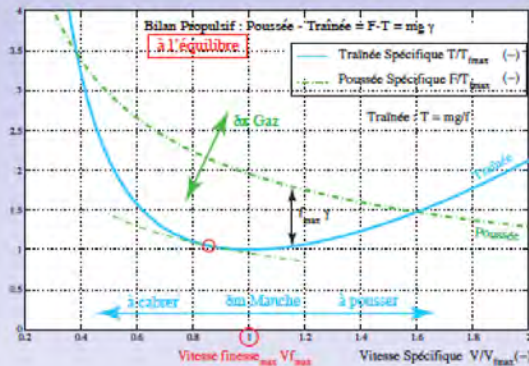
- ✓ L'instabilité du second régime !
- ✓ L'automanette

L'instabilité du Second Régime est une légende !

Ce diagramme est obtenu pour l'équilibre
de sorte que

Pour se déplacer en vitesse
il faut une action sur le manche

Sans action sur le manche
une perturbation ne peut en aucun cas
provoquer une dérive de la vitesse



La stabilité d'un avion s'évalue par les valeurs propres de la matrice d'états.
En longitudinal, un seul mode peut être instable, c'est l'oscillation d'incidence.
L'instabilité dépend du centrage, mais les Airbus sont stables, ainsi que les Boeing.

Pour faire apparaître une instabilité, dite de second régime, il faudrait que :

- 1 - le pilote "pilote" l'avion
 - 2 - **qu'il pilote la pente avec le manche**
 - 3 - qu'il ignore le comportement de l'avion au Second Régime
- et qu'en zone de second régime, il essaye de monter en tirant sur le manche,
en somme, qu'il pilote toujours sur l'effet initial

Si une seule de ces trois conditions n'est pas remplie, il n'y a aucune instabilité.

**Une instabilité peut éventuellement se manifester dans une situation particulière.
C'est ce que nous allons voir avec l'AutoManette.**

L'AutoManette ne permet pas de piloter la vitesse !

L'AutoManette contrôle les Gaz δ_x à partir d'une information sur la vitesse

Mais la vitesse à l'équilibre ne peut être pilotée que par le Manche δ_m
Donc l'AutoManette est incapable de piloter la vitesse à l'équilibre

L'AutoManette couplée avec l'AutoPilote permet de piloter la vitesse et la pente .

Couplage de l'AutoManette et de l'AutoPilote

L'AutoManette contrôle les Gaz δ_x à partir d'une information sur la vitesse

Si la vitesse diminue, je mets des gaz

L'AutoPilote contrôle le Manche δ_m à partir d'une information sur la pente

Si je "descends", je tire sur le manche

Le couplage des deux automatismes permet de piloter la vitesse et la pente, à l'équilibre

Exemple : le pilote demande à l'AutoManette une vitesse d'équilibre plus élevée, l'AutoManette met des Gaz, alors l'avion monte, donc l'AutoPilote pousse sur le Manche, si bien que la vitesse augmente. Le but est atteint

L'AutoManette couplée à l'AutoPilote, c'est l'équivalent d'un pilote vigilant et rapide qui pilote sur l'effet initial, la vitesse diminue je met des Gaz, la pente diminue — l'avion descend — je tire sur le Manche.

Cette technique de pilotage fonctionne bien, elle est "stable"²

2. Les démonstrations théoriques et expérimentales de cette propriété, sont disponibles. 



Dé-Couplage de l'AutoManette et de l'AutoPilote

Si l'AutoManette est mise sur "off" avec l'AutoPilote en service

Exemple en croisière : sur une perturbation, un vent de face qui diminue, ou une poussée insuffisante pour l'équilibre en palier, l'avion descend, l'AutoPilote tire sur le Manche³, la vitesse diminue sans réaction de l'AutoManette ce qui aggrave la descente, et aggrave l'action à cabrer de l'AutoPilote.

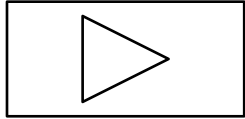
On est sur une instabilité de type second régime, l'avion va vers le décrochage, l'AutoPilote s'arrête avant, sur une protection en incidence.

L'AutoManette sur "off" découplée de l'AutoPilote, c'est l'équivalent d'un pilote qui "pilote" la pente sur l'effet initial, la pente diminue — l'avion descend — je tire sur le Manche et donc qui ignore l'effet du second régime.

Cette technique de pilotage conduit à une "instabilité" pilotée et n'est pas recommandée par le constructeur.

3. En croisière l'avion vole très proche de sa finesse maximale, donc à la frontière du second régime. Sur une réduction de vitesse, il entre très vite en second régime.

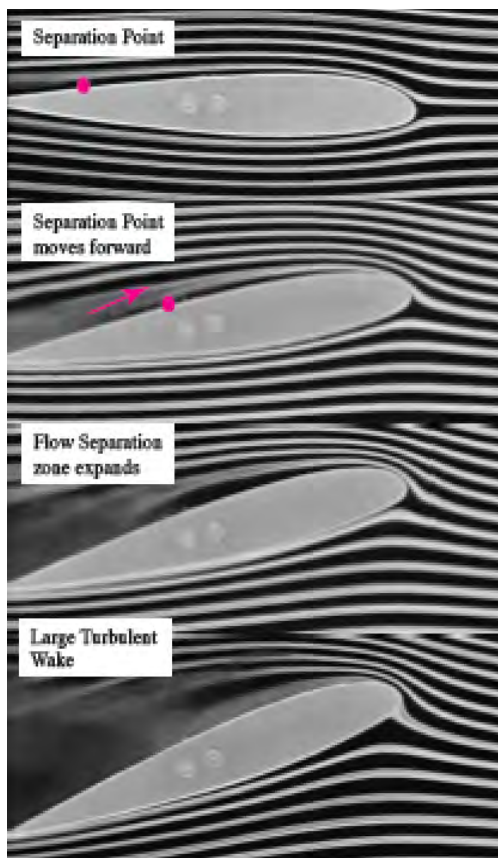
Décrochage:



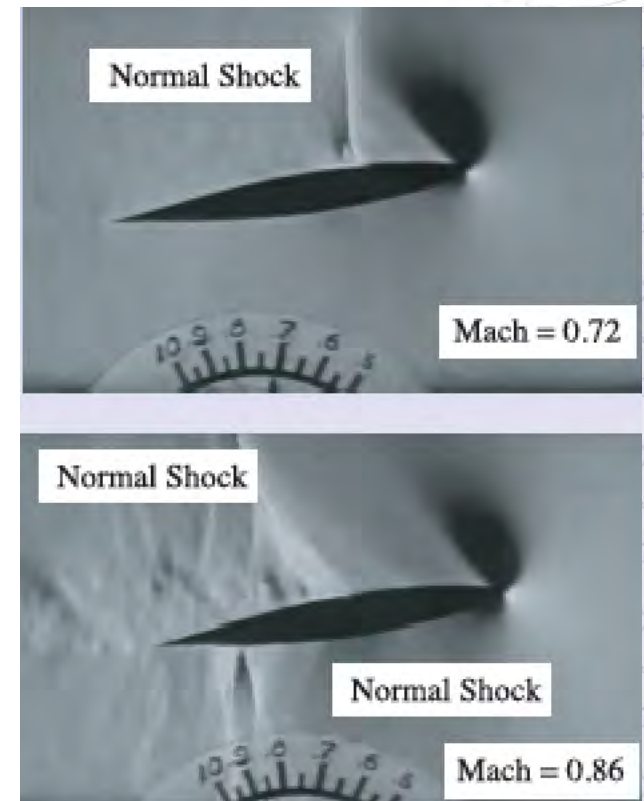
Décrochage:

Le décrochage: séparation de l'écoulement de la surface du profil

Basses vitesses



hautes vitesses



Décrochage:

Le décrochage n'est pas une perte brutale de coefficient de portance C_z

*Le décrochage est la conséquence du décollement de l'écoulement à l'extrados conséquence d'un **accroissement de l'incidence α***

Peut-être aussi un problème à haute vitesse

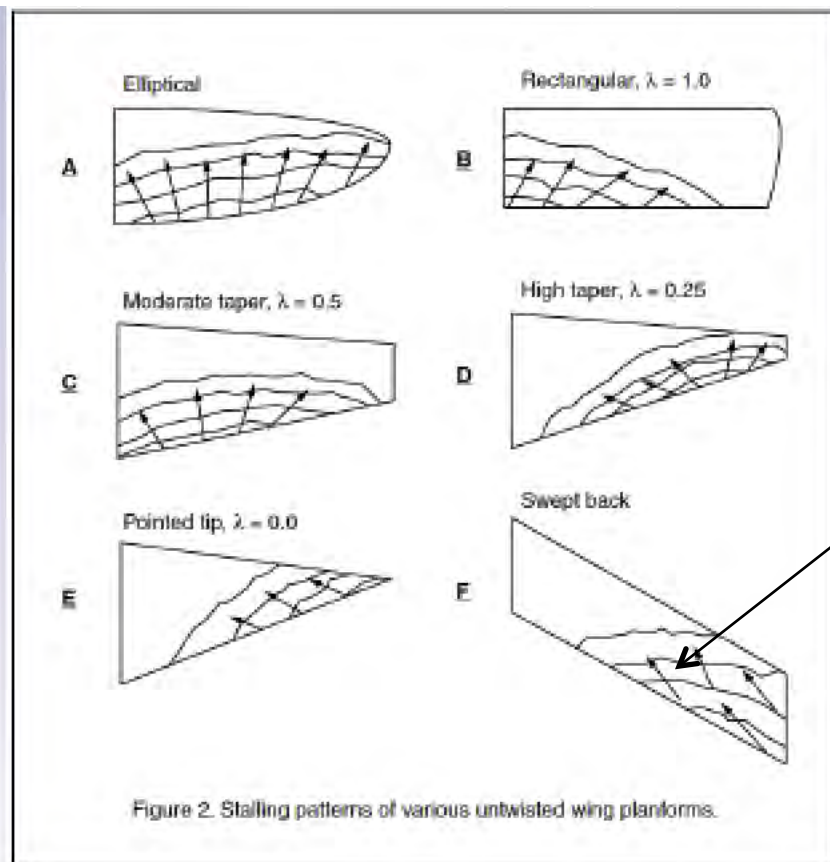
N'est pas directement un problème d'assiette de vol

Décrochage:***Caractéristiques du décrochage:***

- ***Moment de tangage cabreur ou piqueur***
- ***Buffeting***
- ***Perte d'efficacité des commandes de vol en roulis***
- ***Une vitesse verticale V_z élevée***

et pourtant ! Une perte faible de C_z

Décollement hétérogène de l'écoulement associé à une non-réponse des commandes de vol.



Pour les avions modernes de transport, les ailes sont en flèches, d'où un décollement prématuré des ailerons.

Décrochage:

Moment associé au décrochage:

un effet piqueur recherché

Pour les ailes en flèches:

➤ *le décollement commence par l'extrémité d'aile*

➤ *un moment cabreur favorisé*

- ✓ *Les avions de type Airbus sont construits de façon à obtenir un effet moment piqueur doux (« gentle pitch down ») - 30° de flèche à 25% de l'envergure: limite de l'effet cabreur*
- ✓ *couple cabreur corrigé par vrillage de l'aile ou l'adoption de dispositifs de bord d'attaque.*

Le décollement non uniforme de l'écoulement est la raison principale de l'absence brutale de perte de C_z .

Le buffeting est un avertisseur naturel de décrochage

Le buffeting n'est pas dangereux intrinsèquement

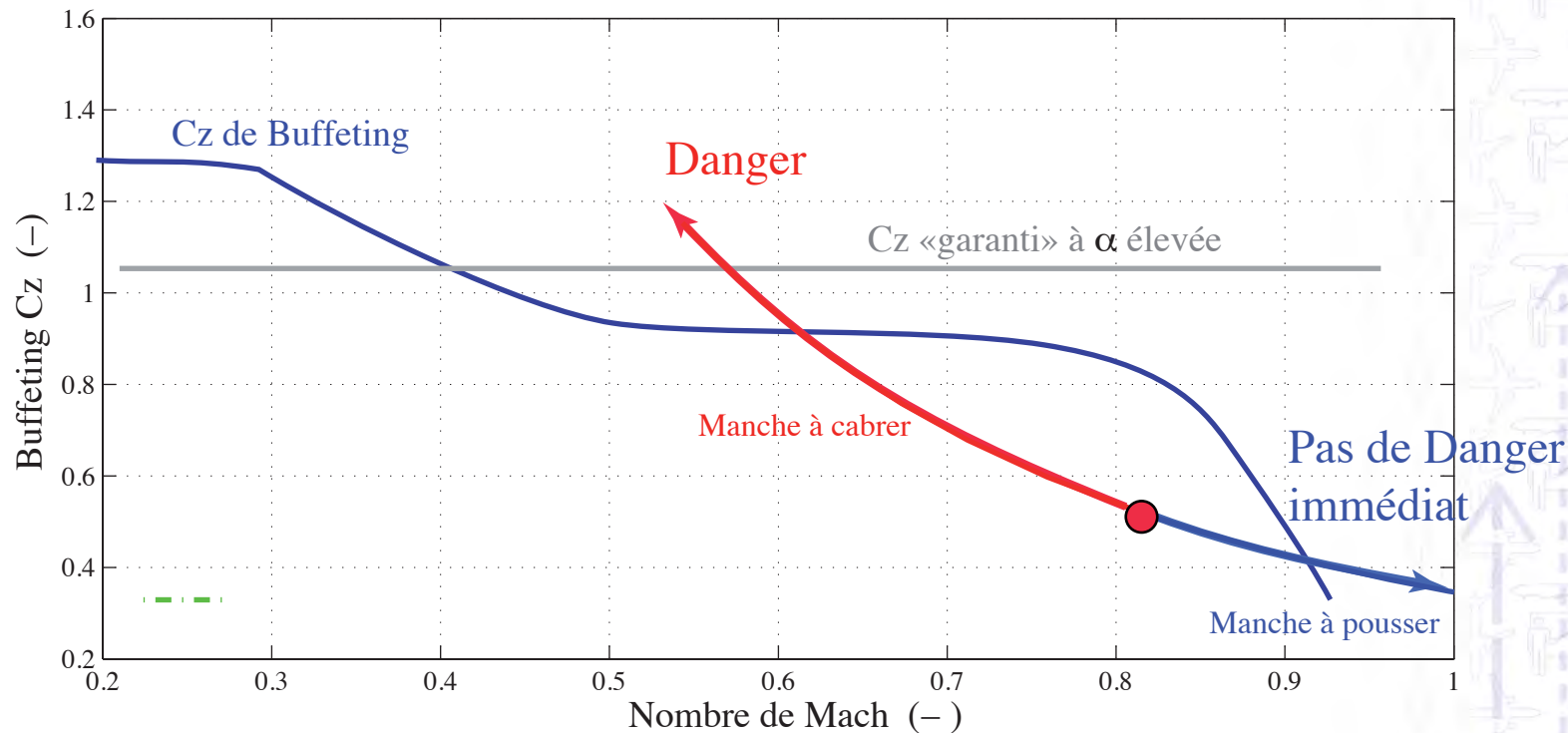
Le buffeting est la conséquence de:

- *Un décollement instable de l'écoulement*
- *À basse vitesse, décollement instable au bord d'attaque*
- *A haute vitesse, il s'agit d'un choc instable à l'extrados*

Comme à grande vitesse, il n'y a pas perte de C_z , le décrochage ne peut-être identifié par un « g break », le vrai indicateur de décrochage à haute vitesse est le *buffeting* « C_z buffeting »

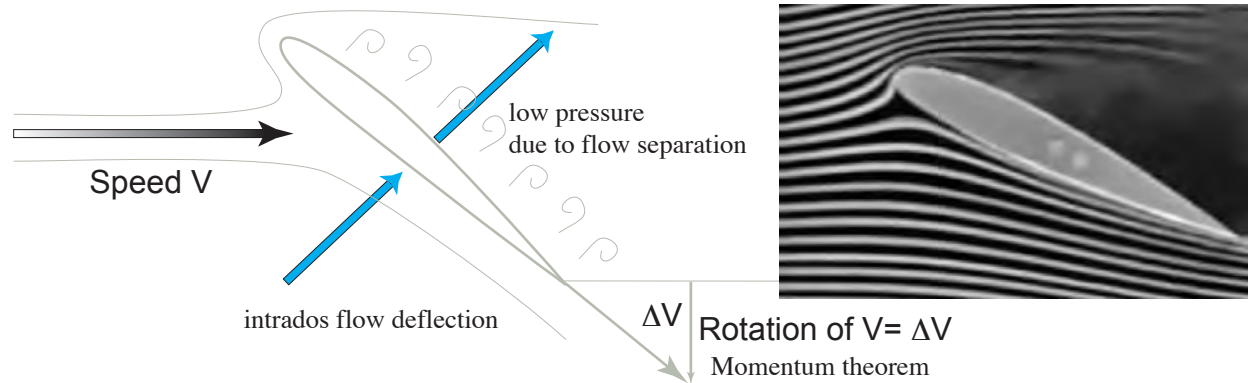
Décrochage:

Buffeting et coefficient de portance maxi: $Cz_{max} = Cz_{Buff}$



Le Cz_{Buff} est assimilé au coefficient de portance opérationnel maximal Cz_{max} . Habituellement défini comme celui de « buffet onset » lorsque l'excursion en facteur de charge est de 0.05 g par rapport au facteur de charge associé à l'apparition du buffeting.

Décrochage:



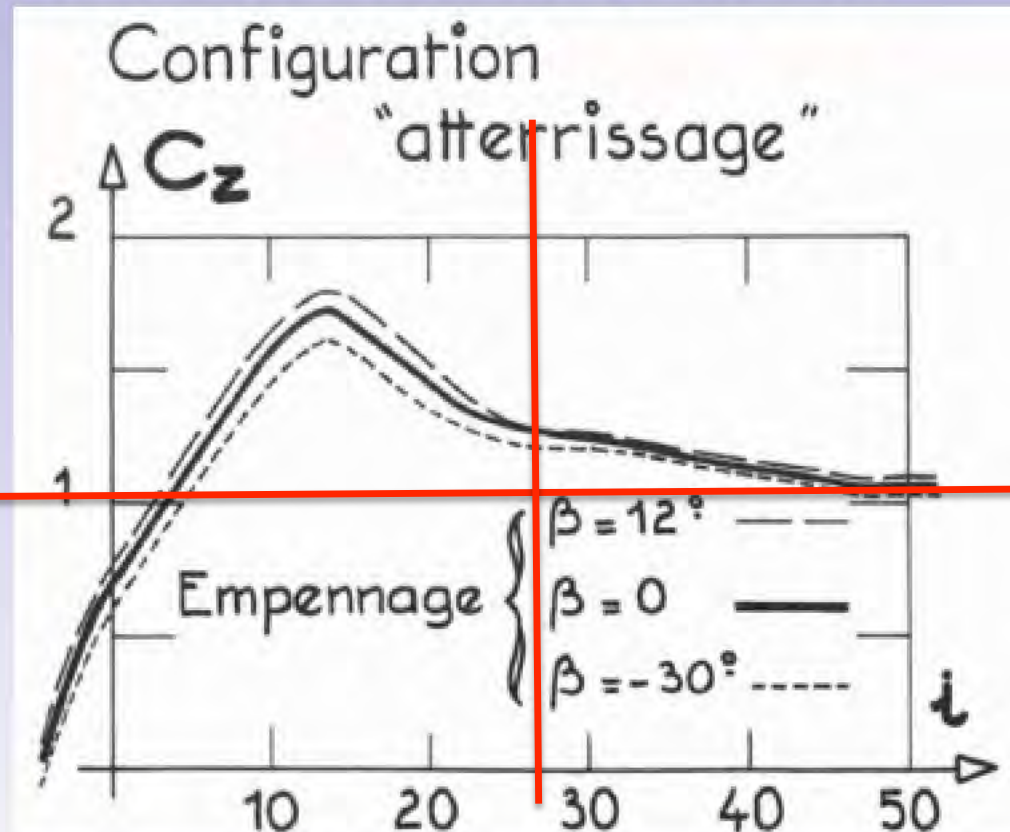
Après le décrochage, la portance existe toujours:

- *le flux est dévié vers le bas par l'intrados*
- *Il persiste un champs dépressionnaire à l'extrados*

Le décollement du flux crée une trainée considérable à mesure que α augmente ($C_z \# C_x \# 1$ pour une incidence de 45°).

Décrochage:

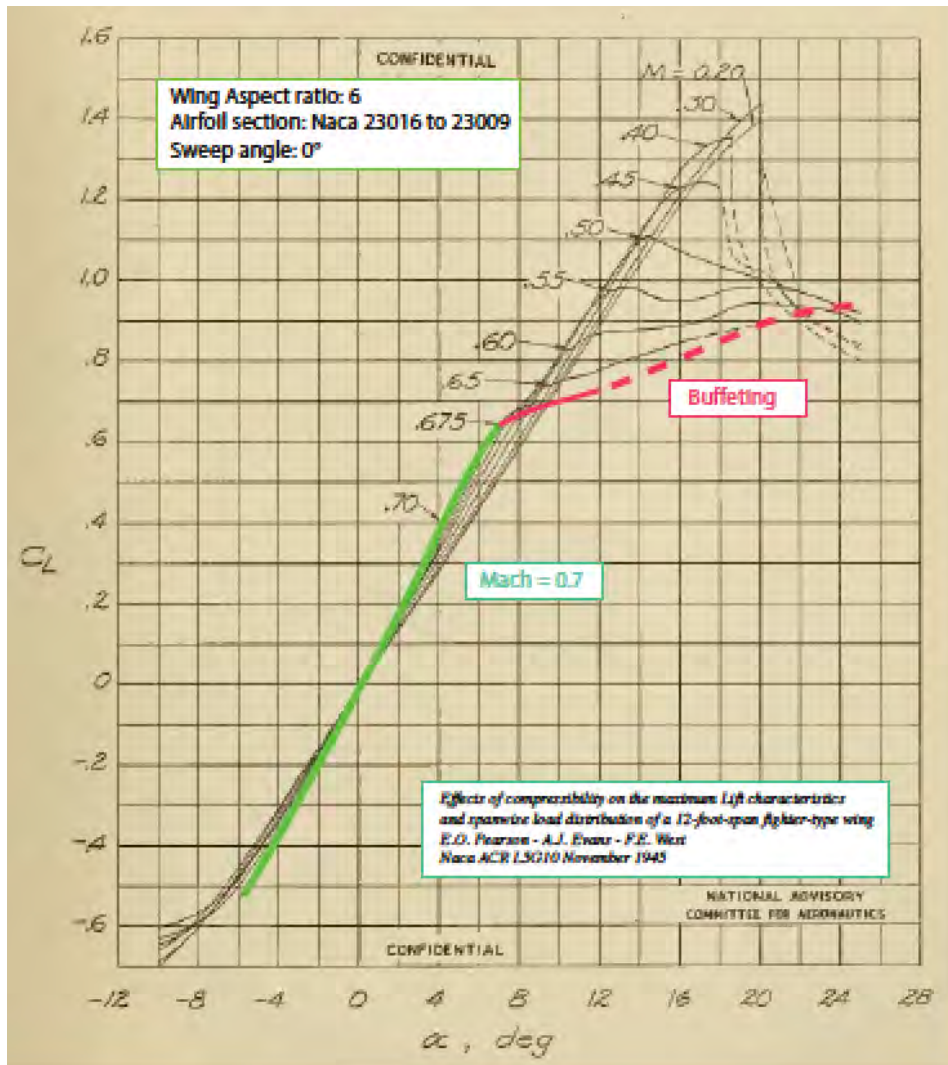
A last example with the well-known French Airplane Caravelle



A swept wing $\phi_{25} = 20^\circ$ and Aspect ratio $A = 8$

Analyse de la stabilité et du contrôle d'un avion au delà de sa portance maximale

Décrochage:



La notion de Cz_{max} à haut Mach n'est pas associé à la portance maxi, il s'agit de la limite de buffeting.

Ainsi $Cz_{max} = Cz_{Buff}$

Le « Cz_{max} » continue de croître

Décrochage:

Performances au décrochage

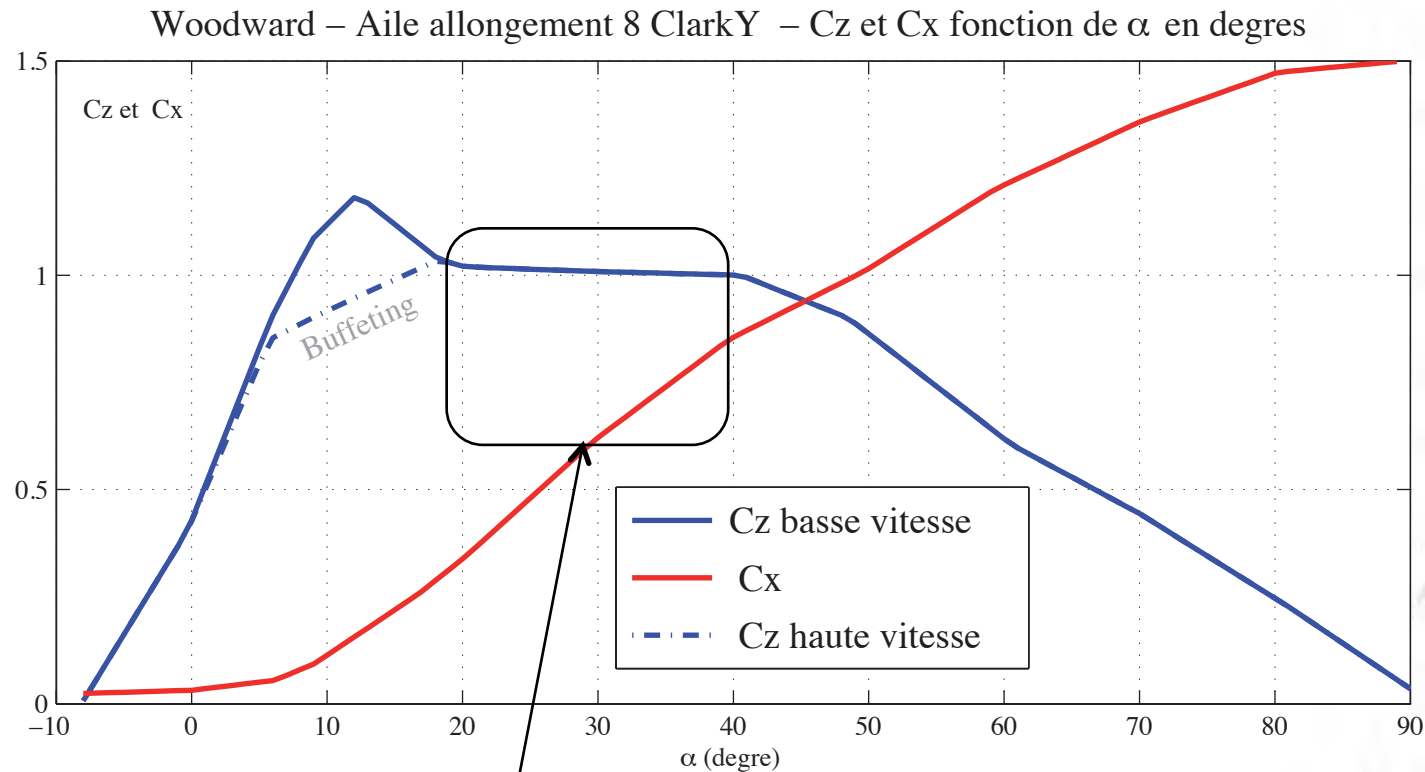


vitesse



assiette

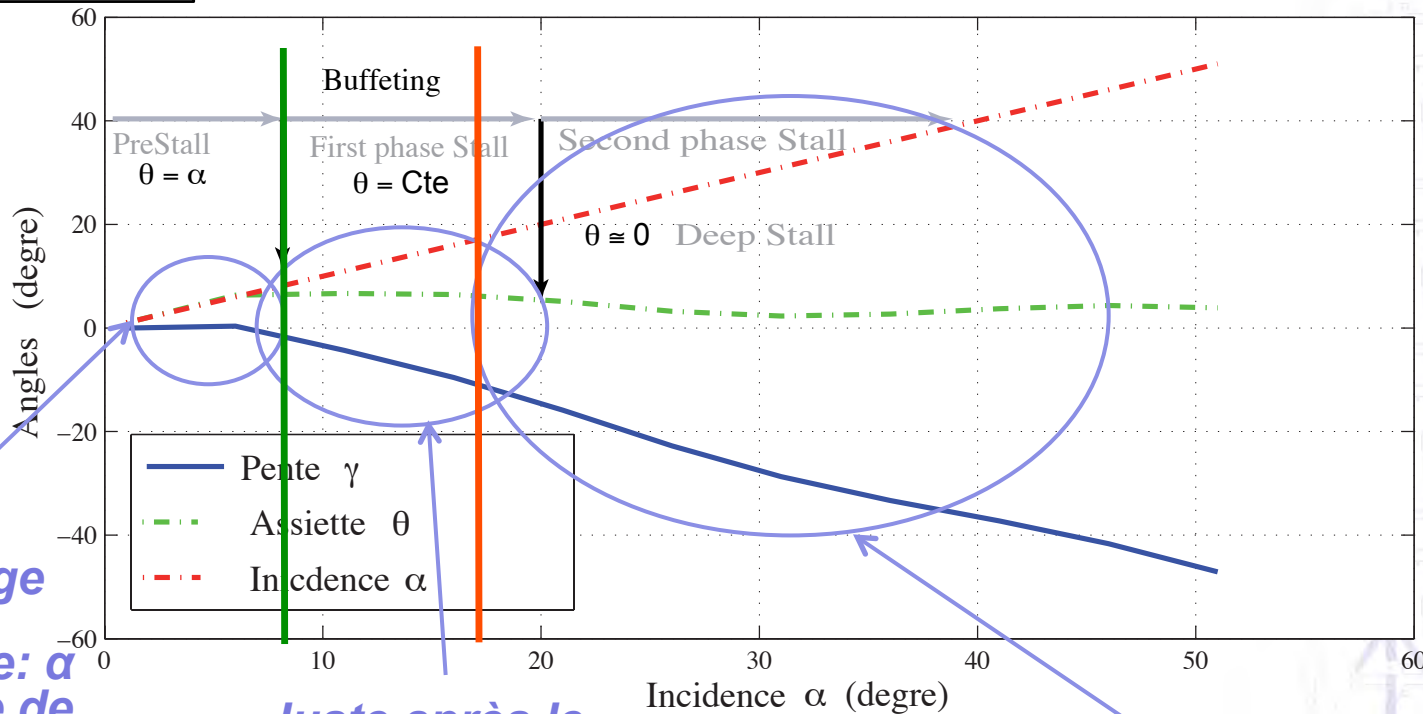
Décrochage (perfos):



Étude comparative des évolutions de C_z (C_L) et l'accroissement de C_x (C_D) associé.

Décrochage (perfo):

Décrochage haute vitesse - Pente, Assiette et Incidence



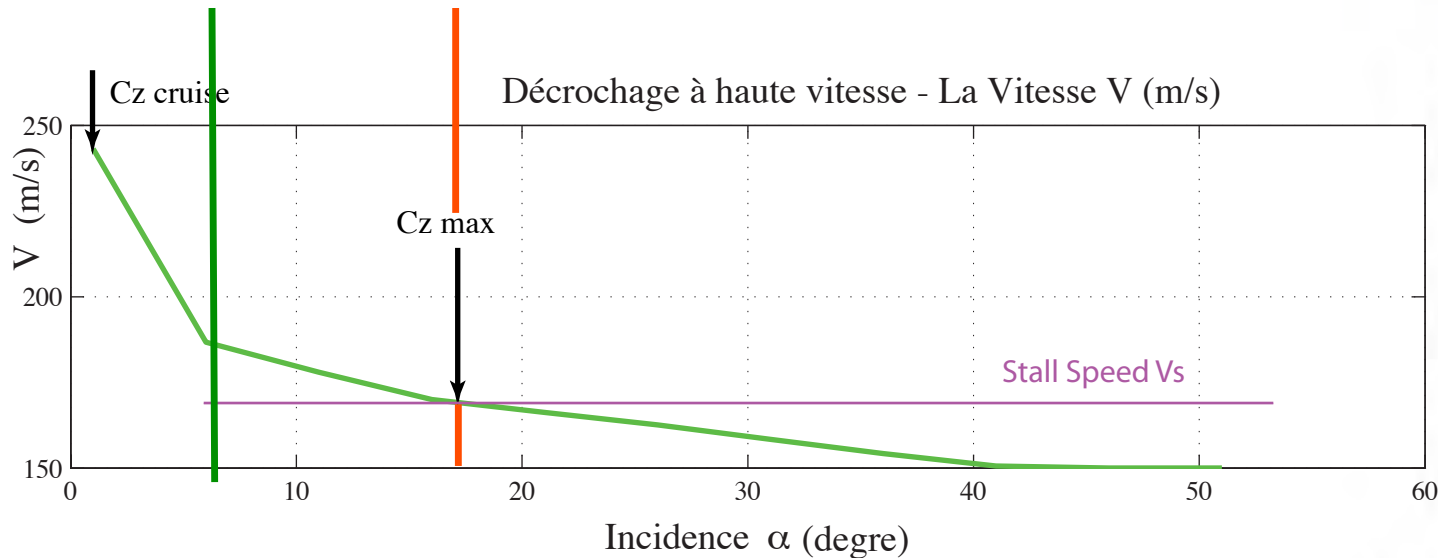
Au voisinage du décrochage: α et θ évolue de manière identique, $\gamma \approx 0$

Juste après le décrochage: θ décroît, α augmente, γ devient < 0

En décrochage avancé: θ est quasi constant, $\gamma \ll 0$

Au moment du décrochage et après, l'assiette θ n'est plus un indicateur de la situation aérodynamique.

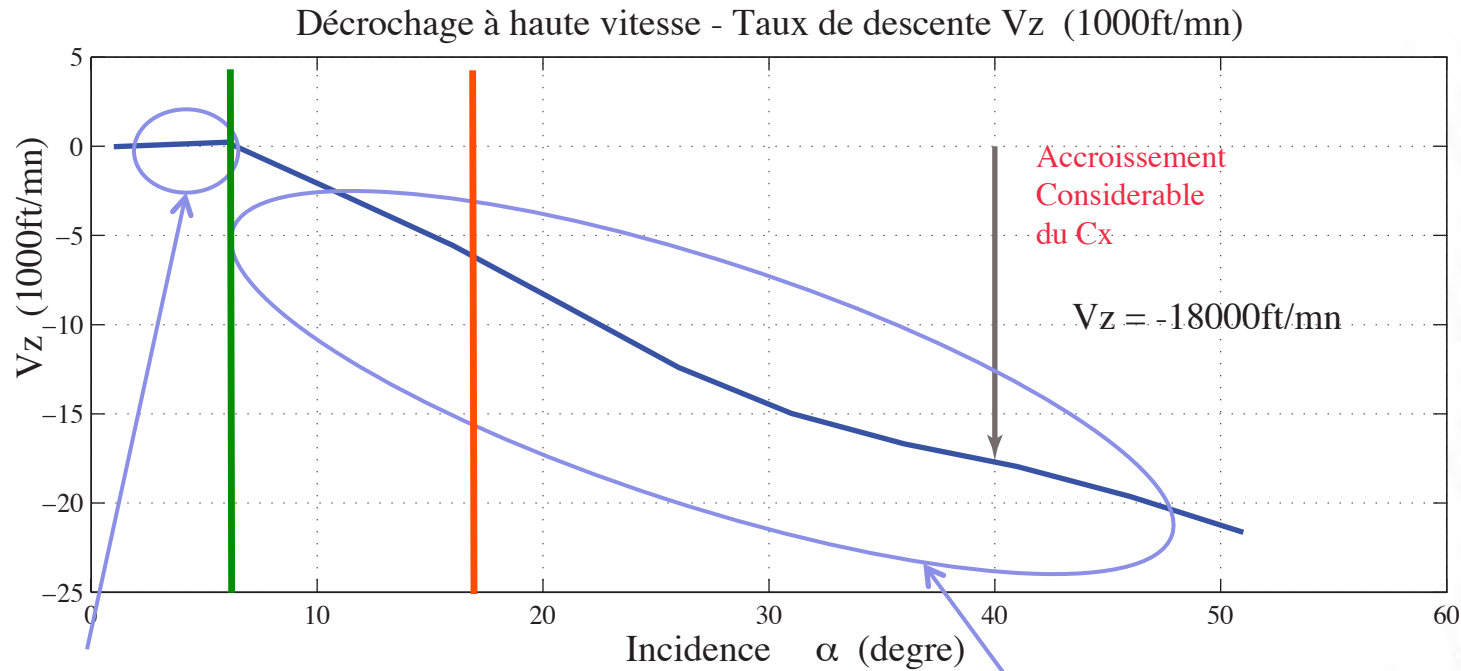
Décrochage (perfo):



Au voisinage du décrochage: la vitesse classique V décroît à mesure que α augmente (approche du décrochage)

En décrochage avancé, V décroît peu en fonction de l'augmentation de α (signe peu évident d'une situation divergente).

Durant un décrochage, la vitesse n'est pas un indicateur clair de l'incidence et donc de la situation de décrochage

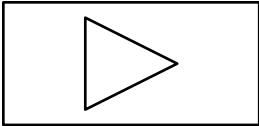
Décrochage (perfo):

Au voisinage du décrochage: augmentation légère du taux de montée comme α (approche du décrochage)

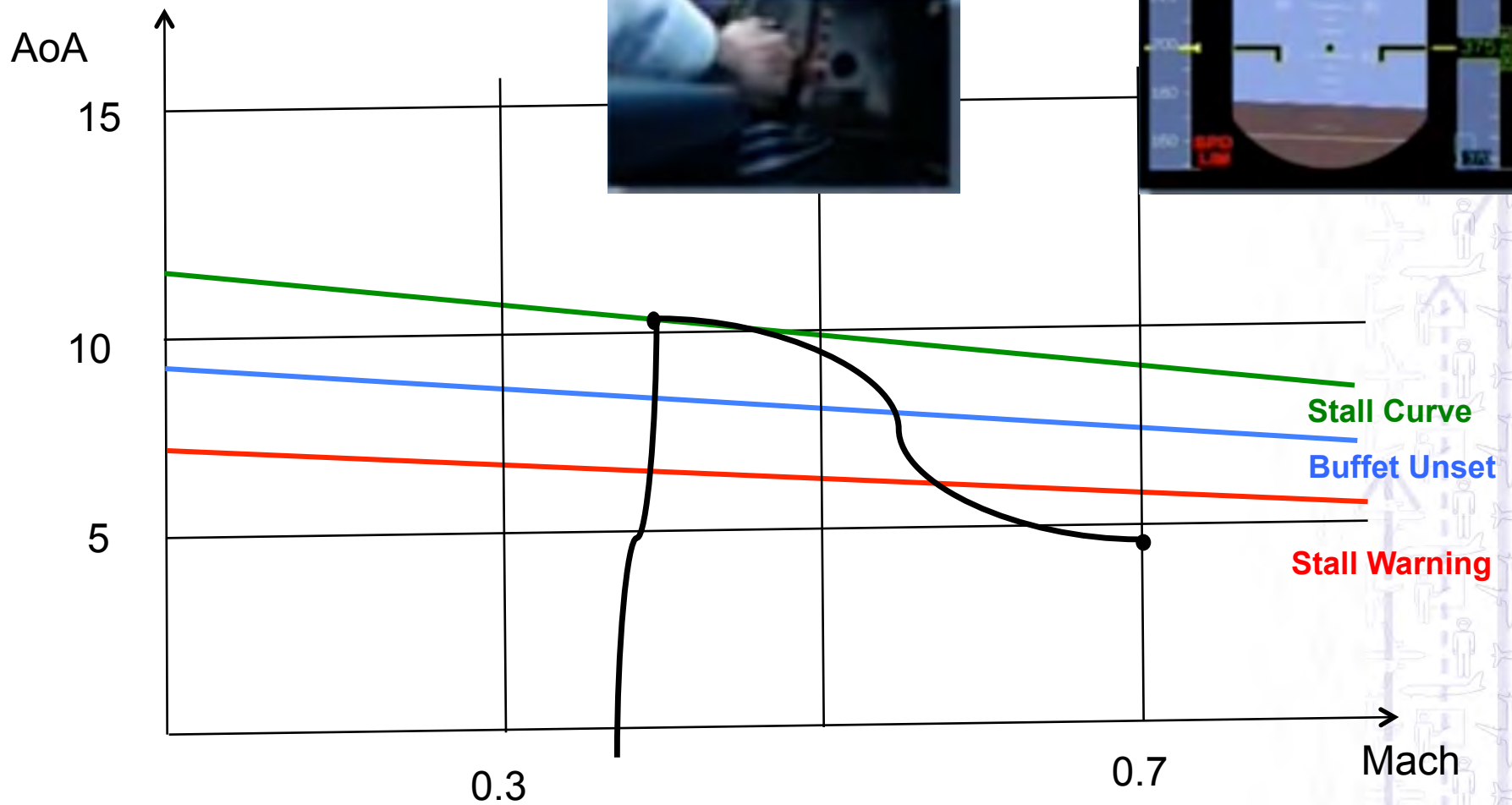
En décrochage avancé, le taux de descente extrêmement rapidement à mesure que α augmente (décrochage établi - augmentation considérable du C_x)

Au moment du décrochage et après, la V_z est un indicateur fort et clair de la valeur de α et du phénomène de décrochage

Décrochage (perfo):



Décrochage (perfo):



Décrochage (perfo):

➤ *Au décrochage et installé en décrochage, la vitesse et l'assiette n'ont pas une valeur pour avoir une bonne conscience de la situation*

- ✓ *La valeur clé est la V_z*
- ✓ *Il y a toujours de la portance même décroché*
- ✓ *Le danger est l'apparition d'une trainée considérable qui installe l'avion dans une descente vertigineuse (assimilable à une perte brutale de portance)*

Décrochage (perfo):



Le décrochage est un problème d'incidence *ce n'est ni un problème de vitesse, ni un problème d'assiette.*

La seule façon de s'en sortir est de
pousser sur le manche
quitte à y aller très franchement.

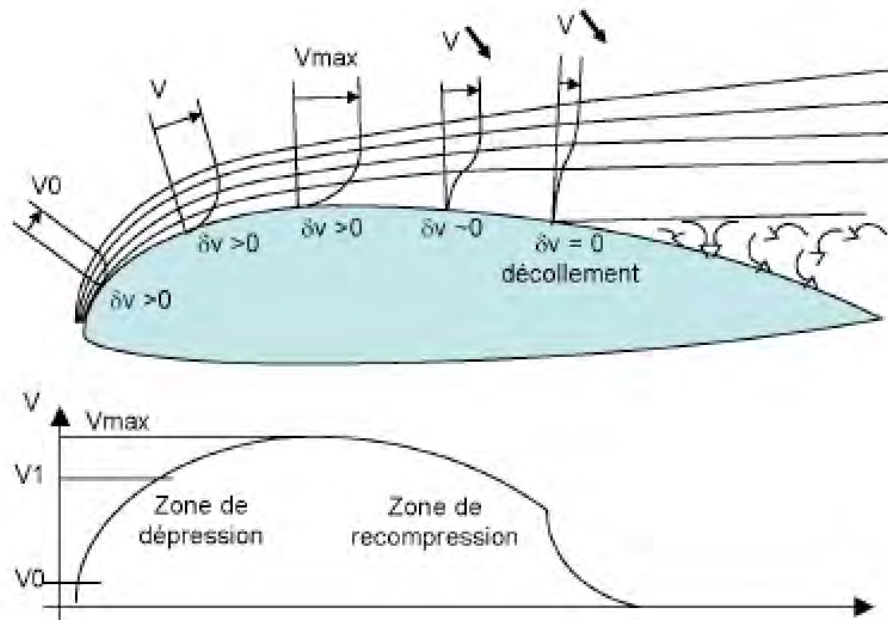
En croisière, α est faible et proche de 0 ou pas loin,
afficher $\Theta \approx Y$ *et être patient (pour avoir suffisamment d'énergie).*

Augmenter la poussée n'est sans doute pas pertinent dans un premier temps en particulier avec une motorisation sous la voilure).

Domaine de vol et survitesse

Speed is the only reason for flying (Clyde V. Cessna)

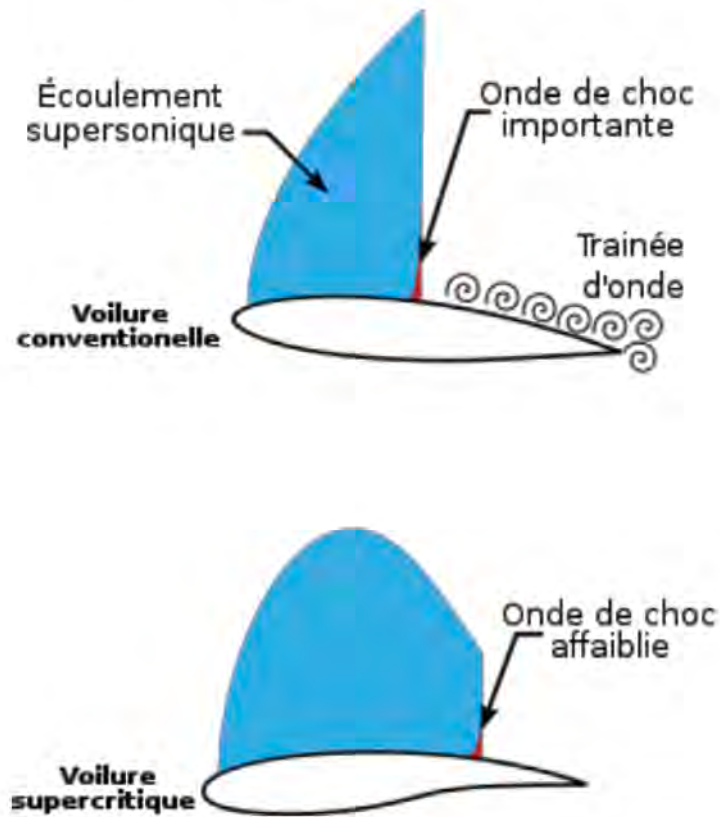
Illustrons ceci par une représentation sous forme schématique



V_0 vitesse initiale de l'écoulement

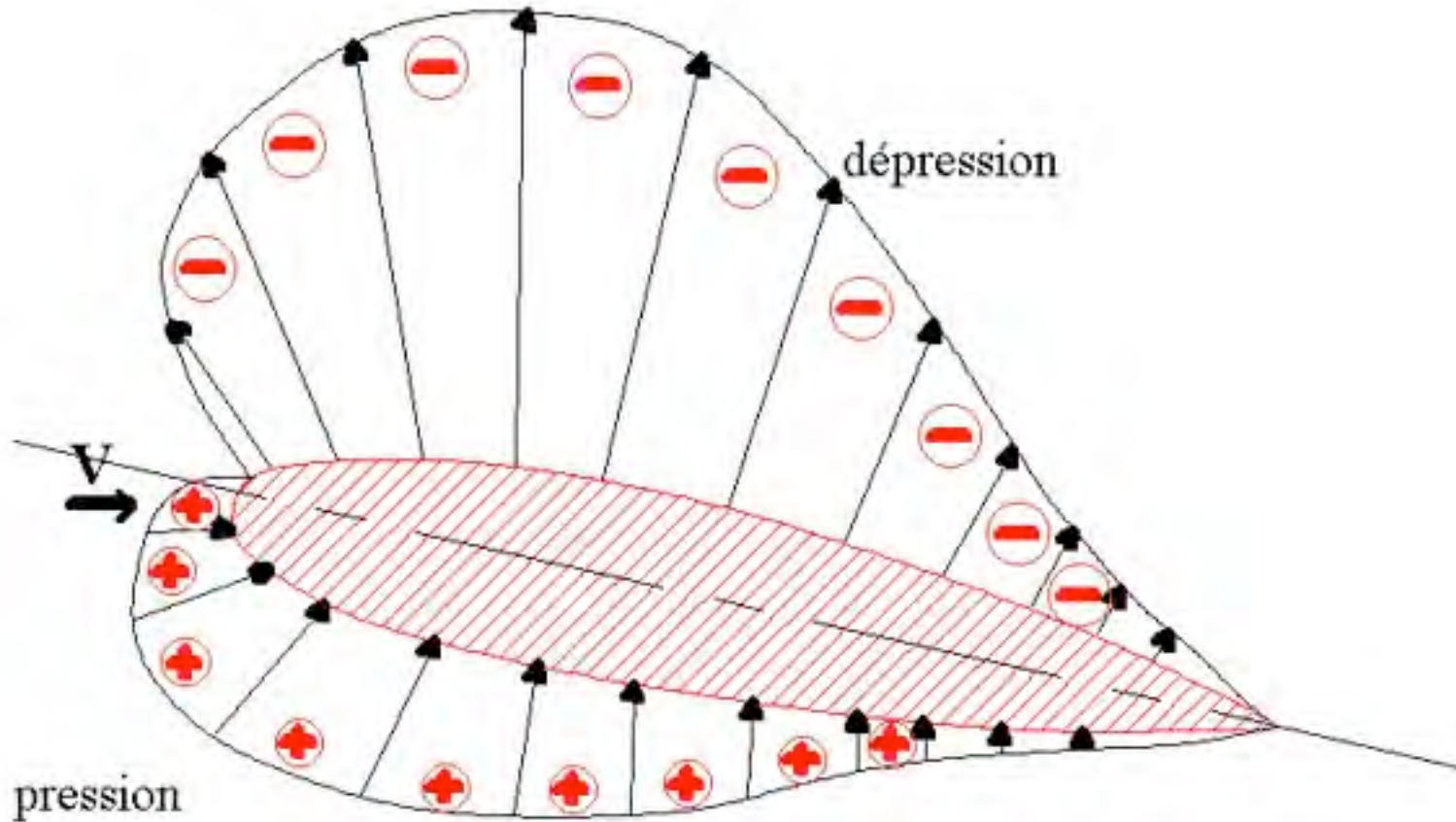
Domaine haute vitesse

Représentations comparées d'écoulement à haut Mach sur un profil conventionnel et un profil supercritique

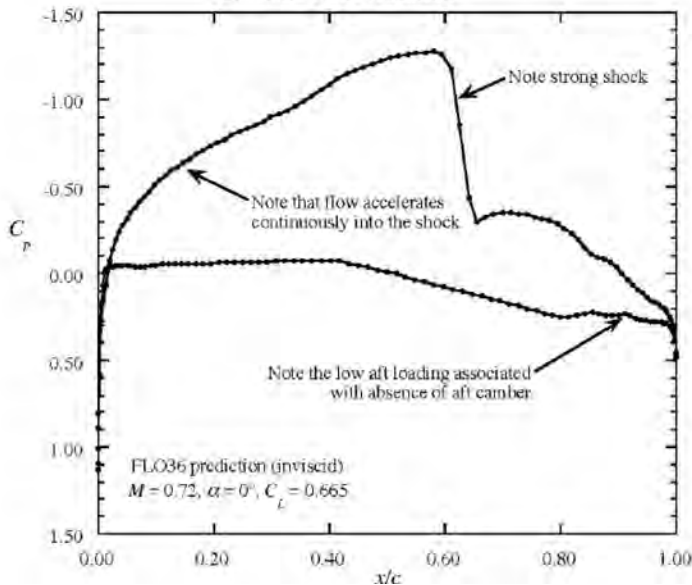
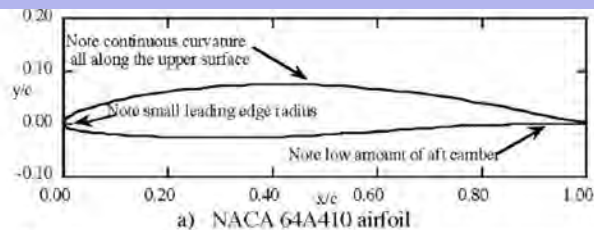


Domaine haute vitesse

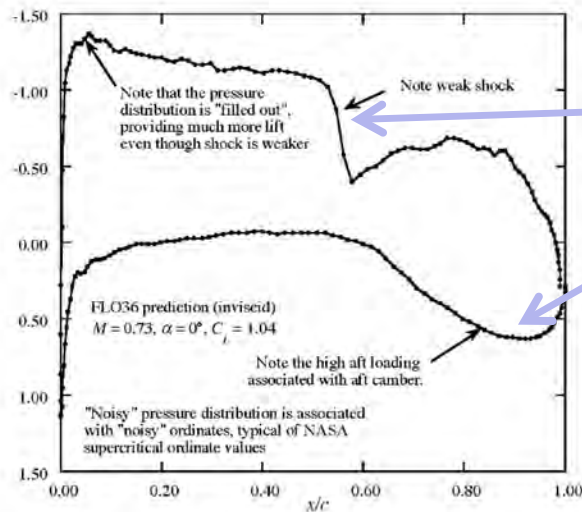
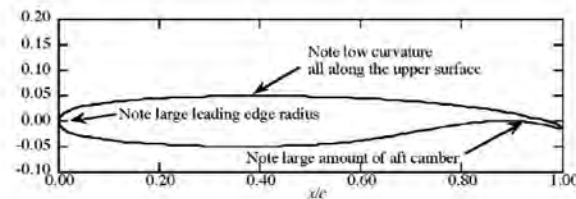
CHAMPS DE PRESSION AUTOUR D'UN PROFIL



PROFILS CONVENTIONNELS



PROFILS SUPERCRITIQUES



Choc plus faible, moins de décollement, pilotage de l'écoulement

Perte de portance coté extrados compensée par la charge aéro de l'intrado

Domaine haute vitesse

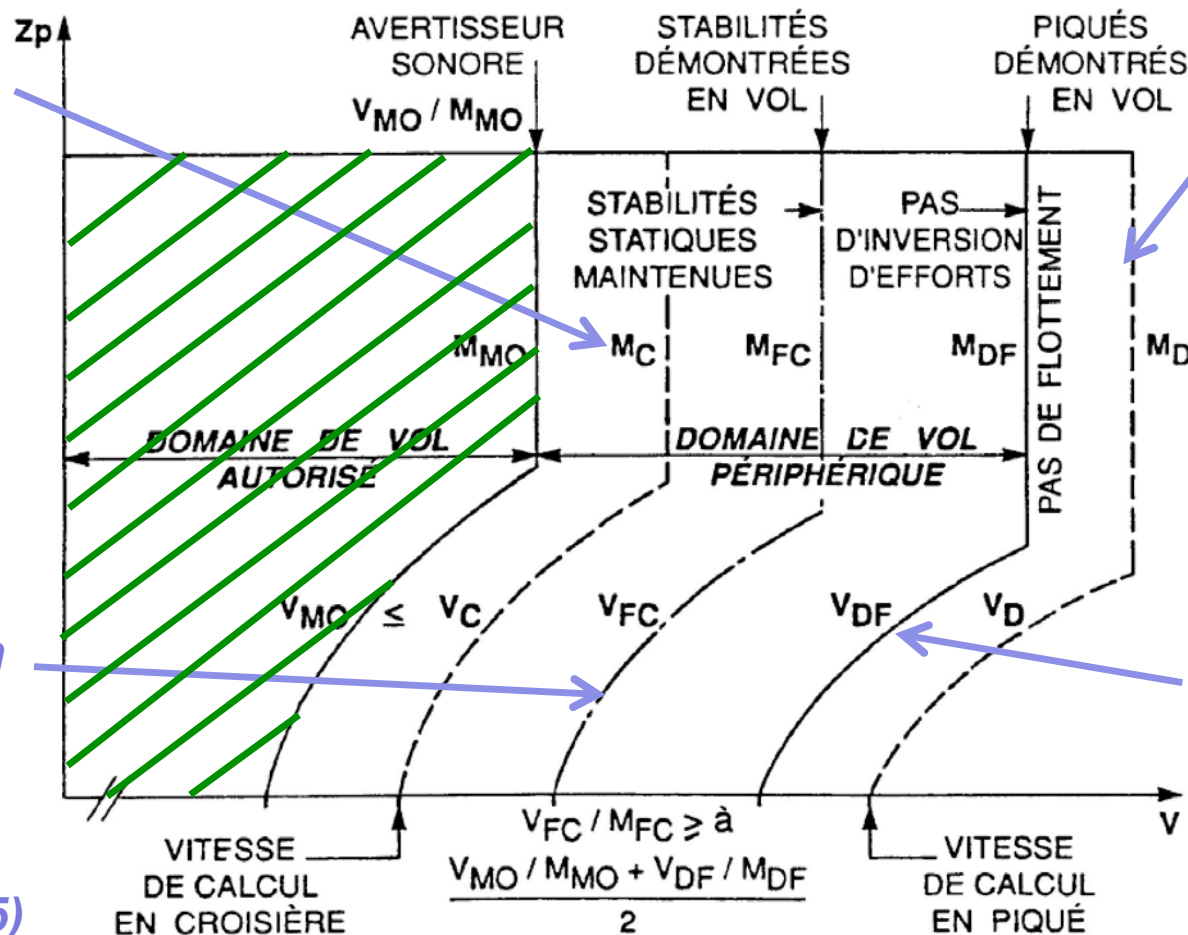
DOMAINE DE VOL (convergence vitesse Mach)

V_C/M_C : vitesse de calcul en croisière (CS25.335 (a))

V_D/M_D : vitesse de calcul en piqué (CS 25.335(b))

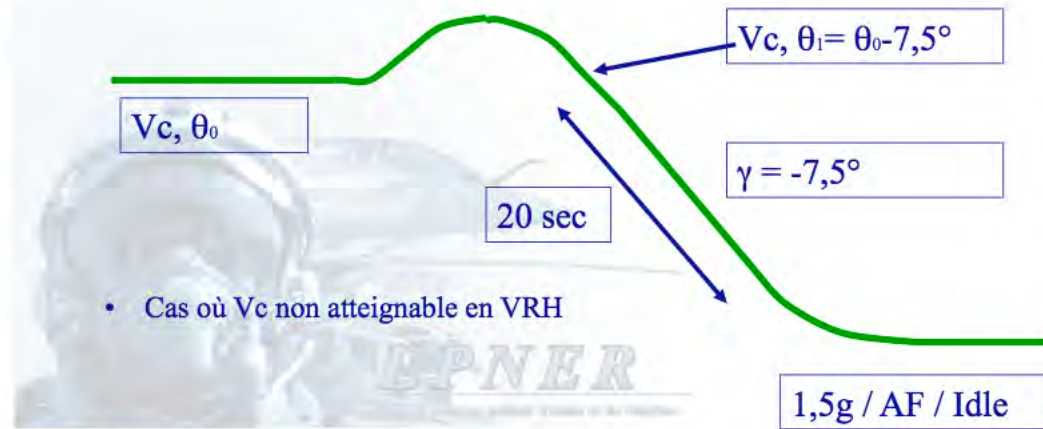
V_{FC}/M_{FC} : vitesses maximales de démonstration des QDV avec des exigences de stabilités longitudinales et latérales (CS 25.253/255)

V_{DF}/M_{DF} : vitesse maximale démontrée en vol sans flutter (CS 25.253/255)



Domaine haute vitesse

Vol à VDF/MDF

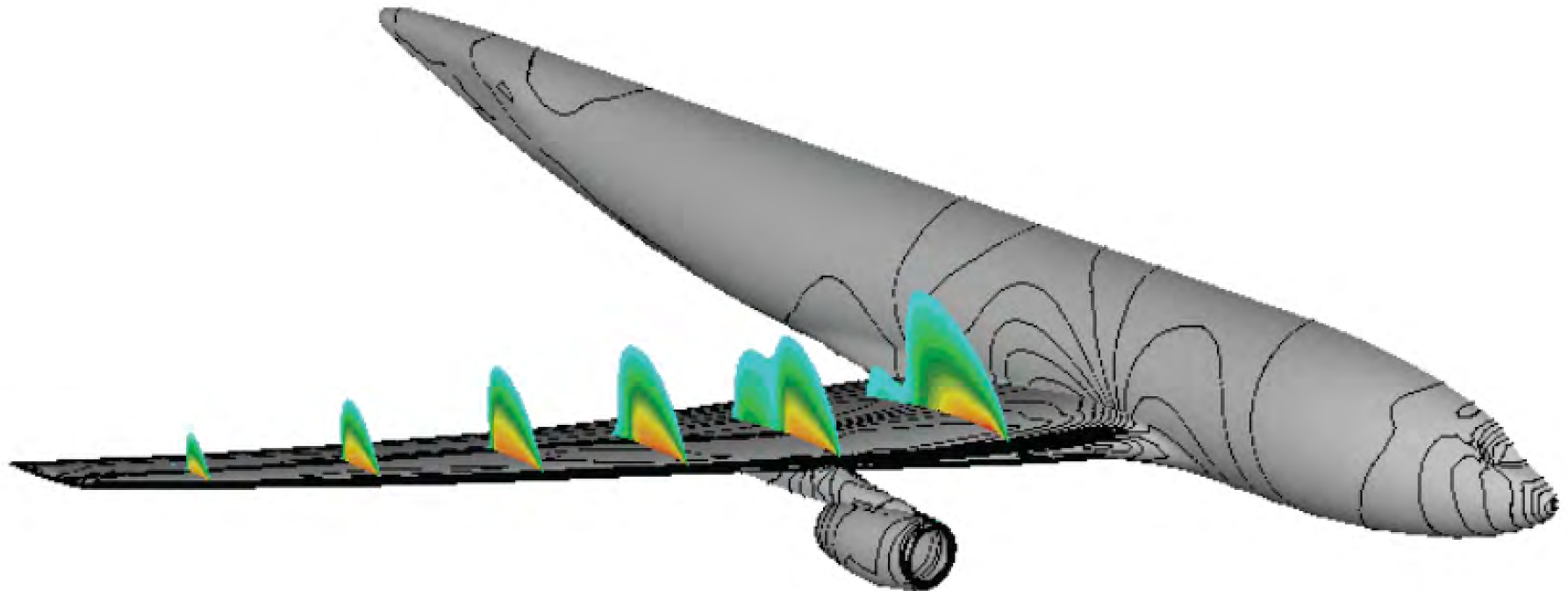


Domaine haute vitesse

AVION	MMO	VMO	Mcroisière	MDF	VDF	MFC/VFC
CS25						
A319/320/321	0,82	350	0,78-0,80	0,87	380	0,85/365
A330/340	0,86	330	0,82-0,83	0,95	360	0,93/345
Bélouga	0,70	270				
Falcon 900	0,85	370		0,91	427	0,86/400
Falcon 900EX	0,85	360		0,90	430	0,86/400
Falcon 2000	0,87	370		0,92	431	0,88/400
F7X	0,90	370 - 350<FL100		0,95	400	0,905/385
Citation X	0,92			0,99		
Global Express	0,89	340		0,95	393	0,92/369
Boeing 737	0,80		0,75			
Boeing 747	0,88		0,86			
Boeing 757	0,82					
Boeing 767	0,84					
Boeing 777	0,88		0,84			
CS 23 :						
Citation Jet 1	0,71	263				



Domaine haute vitesse



Domaine haute vitesse

Profils supercritiques



Décrochage haut

Toute incursion volontaire au delà de VMO/MMO est interdite en opérations normales

Les problèmes liés à la survitesse sont avant tout structuraux

Un dépassement accidentel de MMO est réversible avec des risques mesurés, pour en sortir le Manuel de vol énonce des règles simples à appliquer sans délais.



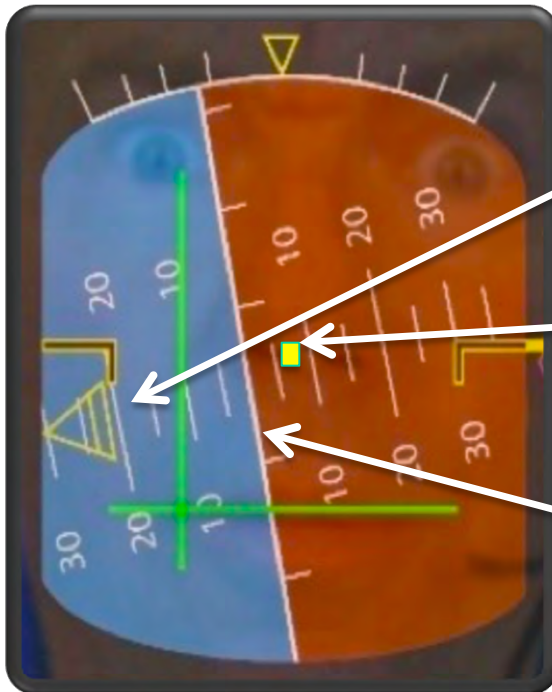
Anticiper (vérifier le « speed trend » ou équivalent),
Reconnaître (**Alarmes**, vibrations, protections mises en place par le constructeur),
Corriger (réduction de puissance, aérofreins, manœuvres décrite au manuel de vol).

Références fondamentales pour le pilote

P. Gandil :

«la solution sera souvent une combinaison de pratiques simples et bien assimilées »

RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE

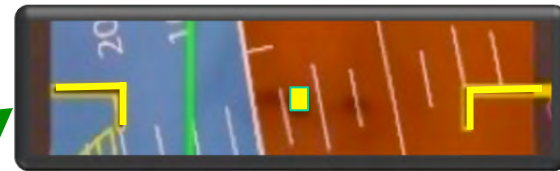


Position du ciel « sky indicator »

Axe avion: position du nez

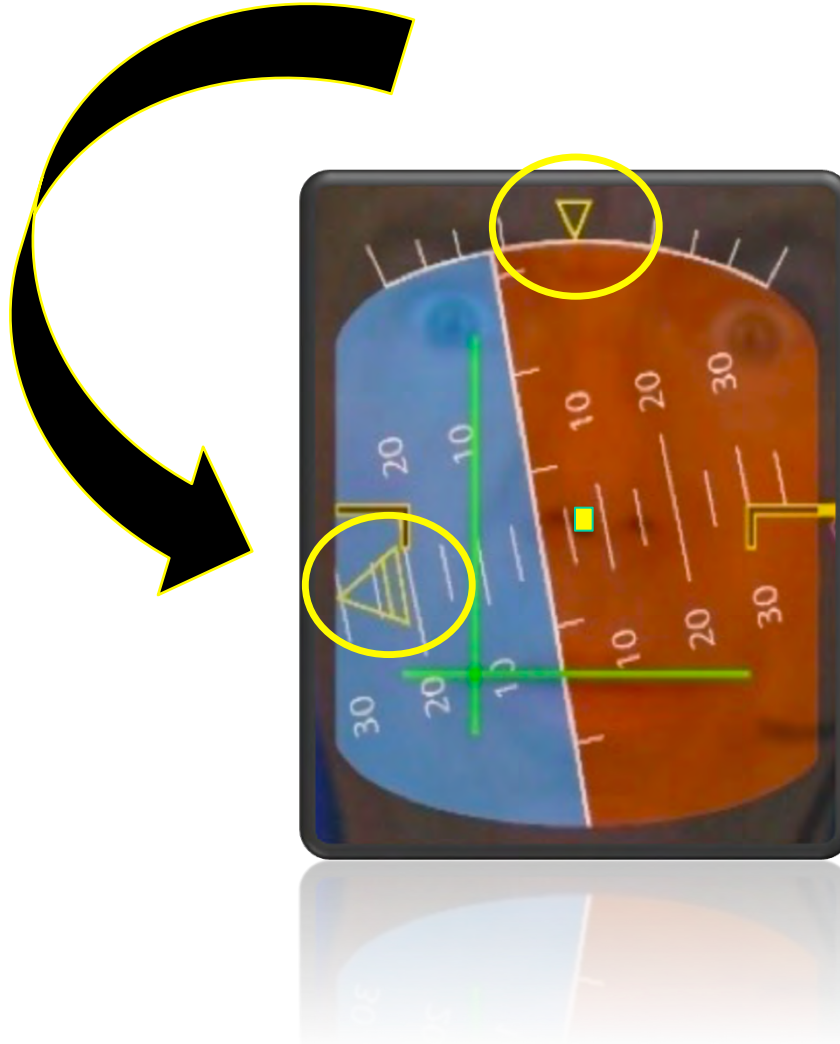
Matérialisation de la position horizontale

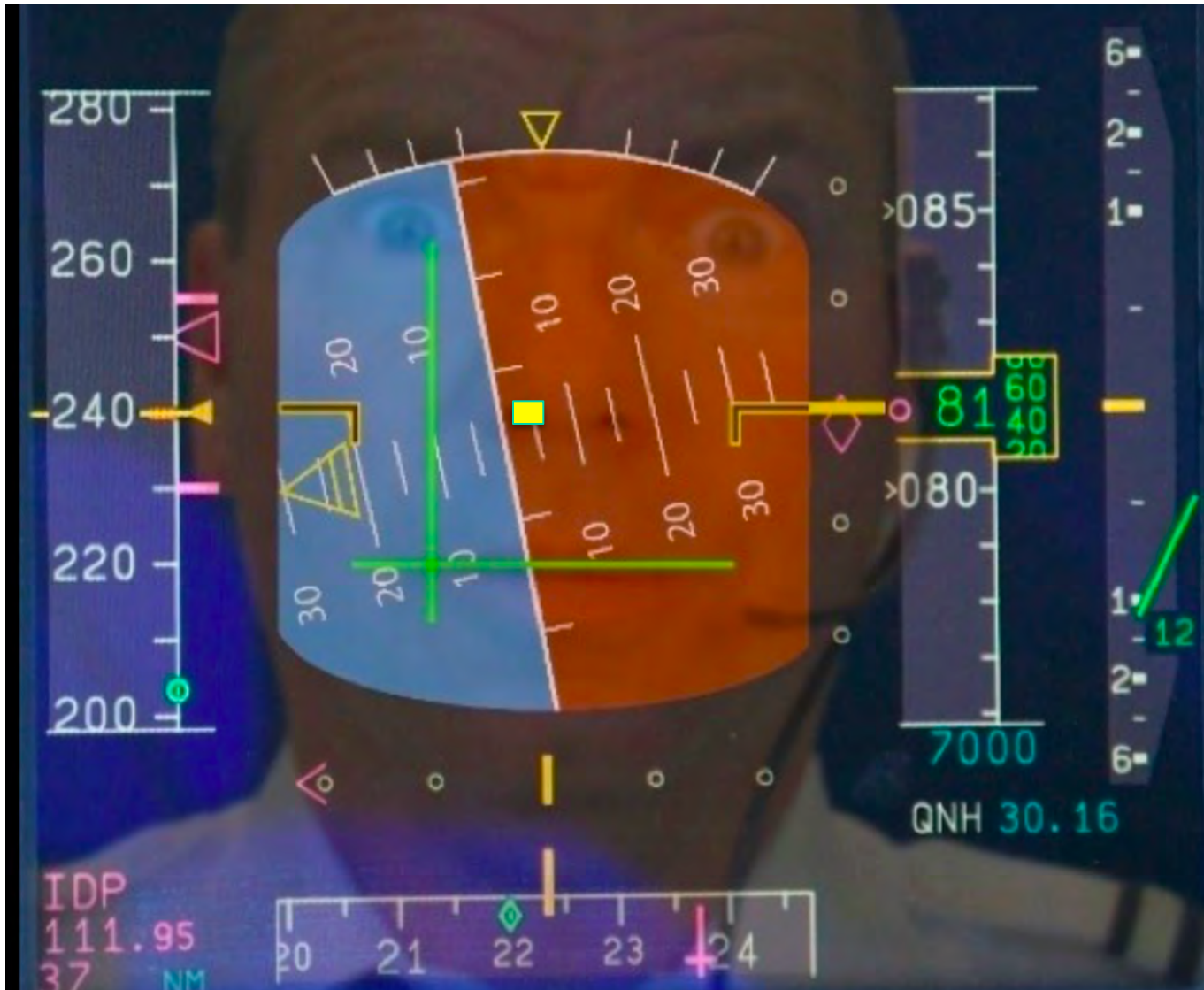
RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE



***Partie faisant corps à l'avion donc
position pilote par rapport au
monde extérieur***

RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE





RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE



RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE



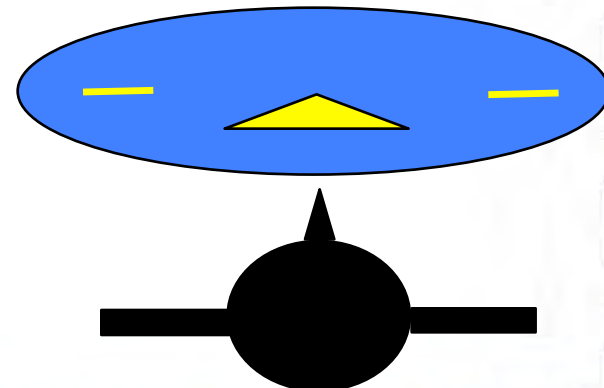
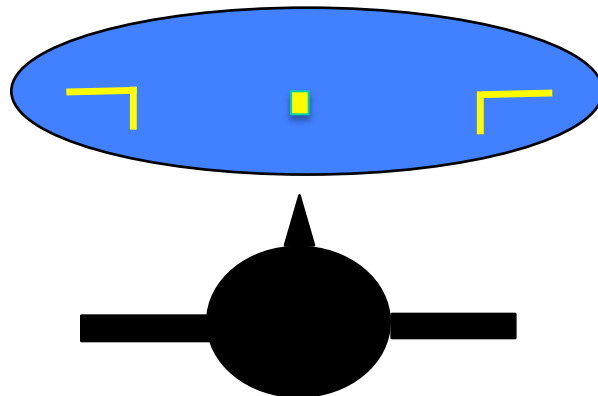
RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE

Position du ciel « sky indicator » or « sky pointer »

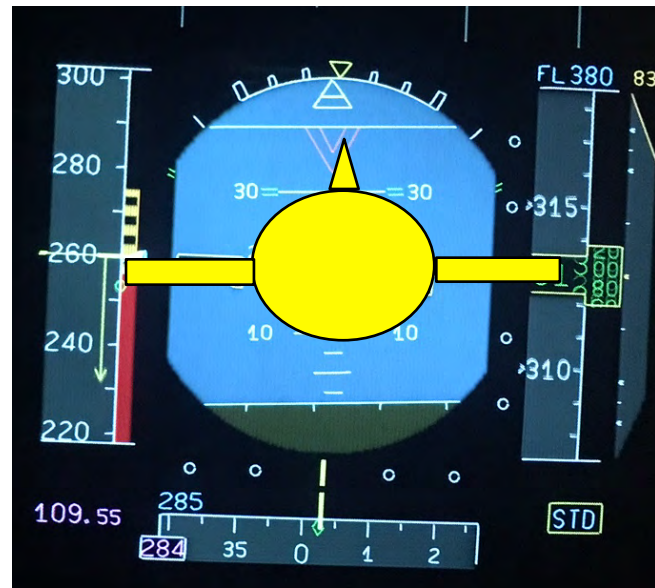
Axe avion: position du nez

Matérialisation de la position horizontale

Le référentiel avion est solidaire de l'avion et représente la position dans l'espace



RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE



RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE



RÉFÉRENCES FONDAMENTALES POUR LE PILOTE



Merci de votre attention