DOMAINE DE VOL

ET SURVITESSE

OCV

Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
Ministère de l'Environnement, de l'Énergie et de la Mer

dgac

Ministère de l'Environnement, de l'Énergie et de la Mer

www.developpement-durable.gouv.fr

Direction générale de l'Aviation civile
Organisme du contrôle en vol
50 rue Henry Farman
75720 Paris Cedex 15
Tel. : 01 58 09 43 21
Fax : 01 58 09 35 35

Brochure réalisée sous la direction de Thierry Bouchez
Les textes de ce guide ne sont pas libres de droits et ne peuvent être reproduits sans autorisation.

Illustrations : tous droits réservés

Couverture : Nelly Urien

Impression : Reprographie DGAC Farman

DOMAINE DE VOL ET SURVITESSE

« Speed is the only reason for flying » *Clyde V. Cessna*

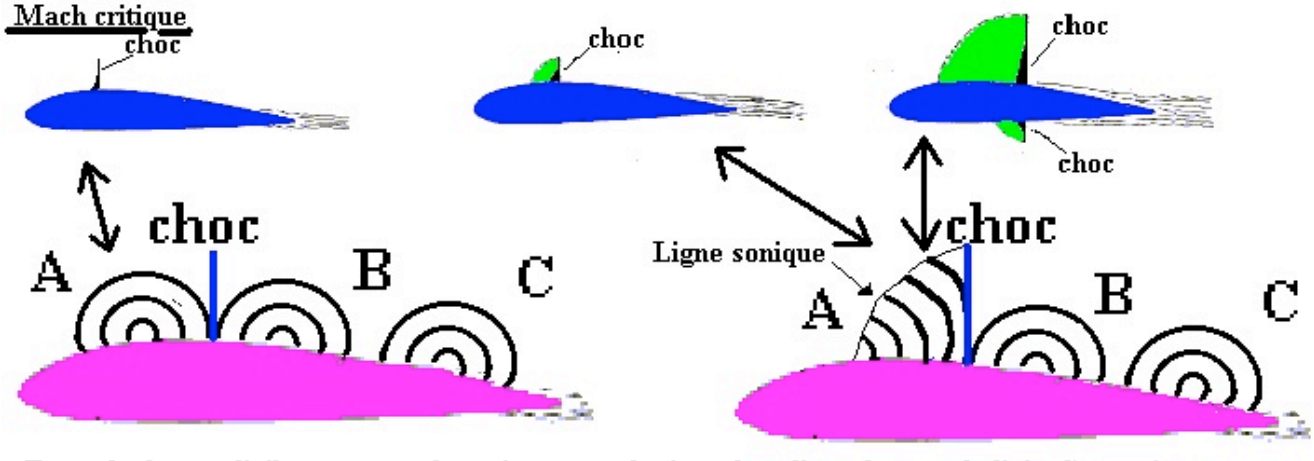
Il nous a semblé nécessaire de préciser la nature des situations liées aux hautes vitesses par un peu de théorie et un dialogue technique pour donner une autre sensibilité aux pilotes qui, parfois, hésitent face à une situation de survitesse et qui réagissent par des manœuvres inappropriées et exagérées. Autant, le décrochage classique est connu, autant les problèmes de compressibilité sont moins connus car moins abordés.
C'est pour cette raison que l'OCV souhaite qu'un certain nombre des sujets traités dans ce document soit porté à la connaissance des pilotes en activité et en formation en fonction des besoins de chacun.

Rappels généraux d'aérodynamique:

De nos jours, les avions de transport doivent être capables de voler vite et loin mais en restant dans le domaine du vol subsonique. Malgré cela, et la proximité de Mach 1 en est une des raisons majeures, l'écoulement autour des ailes et d'autres éléments structuraux est supersonique. Les avions modernes avec ailes en flèche évoluent le plus souvent en régime transsonique. Même s'ils ne sont pas conçus pour cela, les avions à voilure droite qui évoluent plus lentement Mach 0.5 à 0 .7, peuvent avoir sur leurs ailes des écoulements pouvant atteindre Mach 1.

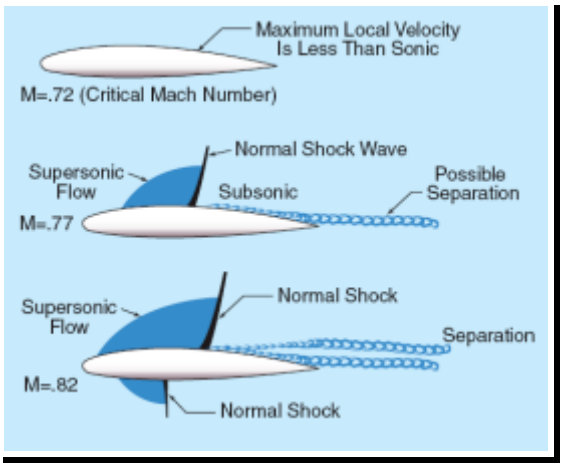
Un rappel nécessaire s'impose. L'air accélère plus rapidement sur l'extrados, créant ainsi une surface dépressionnaire, alors que sur l'intrados, la zone est relativement une zone de hautes pressions ; la résultante donnant une force de portance.
Lorsque l'écoulement atteint localement Mach 1, et ce malgré une vitesse avion subsonique, il est dit que le Mach critique est atteint.
Ainsi, lorsque l'avion arrive au **Mach critique**, la vitesse du son est atteinte en un point précis de l'extrados (celui où la vitesse est maximum). Il se forme des ondes appelées « ondes en lambda », elles ont en effet la forme de cette lettre. Si la vitesse augmente encore, une zone supersonique de plus en plus large se forme.

Revenons sur le phénomène. L'aile par son déplacement perturbe le milieu extérieur. Ces distorsions prennent l'aspect d'ondes. Dans un premier temps, les ondes se propagent dans toutes les directions comme des ronds dans l'eau. A l'endroit où la vitesse est égale à celle du son, les ondes en provenance de l'arrière ne peuvent plus avancer car l'écoulement est aussi rapide que ces ondes, mais en sens inverse. Si la vitesse augmente encore, les ondes en provenance de l'avant (point A) ne peuvent plus se propager que vers l'arrière, la vitesse du son ayant été atteinte plus en avant (ligne sonique). La zone comprise entre la ligne sonique et le choc est supersonique. Les ondes en provenance de l'arrière (B et C) sont toujours bloquées par l'onde de choc qui va reculer.



Typiquement, les avions modernes doivent à ces régimes de vol affronter deux types de résistances :
- la trainée d'onde
- la trainée due à la viscosité.
Cette dernière est la conséquence du décollement de la couche limite en arrière d'une onde de choc.

<u>Illustrons ceci par une représentation sous forme de dessin</u>



Sur un profil, il y a une zone avant d'augmentation de vitesse (diminution de pression) et une zone arrière de diminution de vitesse (recompression) jusqu'au bord de fuite.

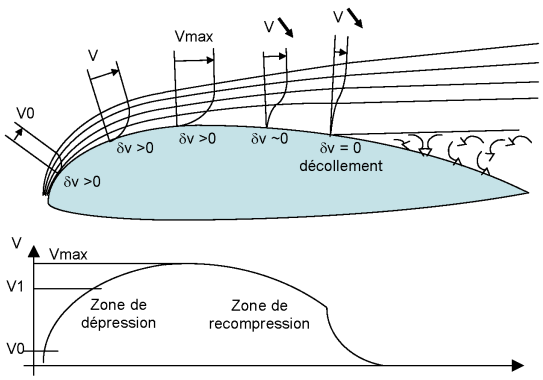
Dans sa zone avant, la couche limite s'épaissit et augmente en vitesse. Dans la zone arrière, elle continue à s'épaissir, et diminue en vitesse ; d'où le problème :

. La vitesse peut diminuer très vite selon la courbure plus ou moins accentuée du profil.

. La totalité de la variation de vitesse se répartit sur une épaisseur plus grande et donc la paroi du profil est le siège de variations de vitesse de plus en plus faibles voir nulles.

Si la variation de vitesse devient nulle, les couches successives ne sont plus le siège de forces de viscosité « adhérentes » : la couche limite décolle.

<u>Illustrons ceci par une représentation sous forme schématique</u>



V0 vitesse initiale de l'écoulement

Que se passe-t-il à Mach élevé au niveau comportement avion ?

Un phénomène, un peu moins connu de nos générations, est le « Mach Tuck ». A mesure que le Mach augmente, une fois le Mach critique dépassé, le buffeting va croissant et les ondes de chocs apparues à l'extrados se déplacent vers le bord de fuite. Le centre de poussée des forces aérodynamiques se déplace aussi, amenant une tendance à piquer à mesure que la vitesse augmente. Cet effet est à l'opposé de ce qui se passe à des vitesses plus faibles où, lorsque le Mach augmente, la tendance est à cabrer (vol standard : à ISO Trim, si la vitesse augmente, l'avion à tendance à cabrer). Cet effet inverse est la conséquence du déplacement lent du foyer aérodynamique qui occupe une position à 25% de la corde aérodynamique moyenne en régime subsonique et 50% en régime supersonique. En effet, le centre de poussée des forces de portance se déplaçant vers l'arrière, le différentiel de moments des forces aérodynamiques voilure empennage va diminuer et en conséquence l'efficacité de la profondeur. Il y aura perte d'efficacité du contrôle en tangage. Cette perte d'efficacité de l'effet déporteur du plan arrière aura pour conséquence une tendance à piquer.

Qu'en est-il actuellement ?

Ce phénomène est largement éliminé sur nos avions modernes. L'adoption de profils supercritiques, le vrillage des ailes, l'adoption d'ailes en flèche permet de mieux maîtriser l'évolution du positionnement des forces aérodynamiques et le couple associé. A titre d'exemple sur B757, malgré des profils supercritiques, le « Mach Trim est resté nécessaire, alors que sur B767, avec le même type de profil et une flèche plus importante de 6,5° (31,5° contre 25°), le « Mach Trim » n'est plus nécessaire.

Qu'en est-il aérodynamiquement et comment la technique y a-t-elle répondu?

Lorsque l'angle d'incidence augmente, durant un virage par exemple, l'écoulement devient instable et les interactions entre couche limite et ondes de choc engendrent de la turbulence ou « buffeting ». Le nombre de Mach auquel, le décollement se produit est appelé le **Mach de divergence**. Pour obtenir une amélioration substantielle de cette situation à haute vitesse (vol à régime dit haut subsonique), il convient d'opter pour des configurations où ce Mach de divergence est très voisin de Mach 1.

L'écoulement transsonique est très complexe à appréhender du fait des discontinuités physiques conséquences de la transition subsonique supersonique. Longtemps bases du calcul, les équations de Navier et Stockes, se sont heurtées aux limitations du calcul numérique et ce n'est que récemment que la modélisation numérique permit de réellement faire progresser les modèles et améliorer les profils d'aile, en particulier, dans ces zones d'écoulement.

Ainsi, sous l'influence d'un ingénieur de la NASA, Richard Whitcomb, sont apparus les profils dits supercritiques et leur montage sur avion est devenu systématique. Si le **Mach critique** est le Mach où localement l'écoulement devient supersonique, une aile supercritique permet de repousser la mise en jeu d'écoulements supersoniques et rend possible, le vol à des vitesses supérieures au Mach critique sans pénalisation significative en terme de trainée.

Voilures supercritiques:

Une **voilure supercritique** est un type de voilure dont la vitesse critique est plus grande que pour une voilure conventionnelle. Au-delà de cette vitesse, l'écoulement d'air sur la partie supérieure de l'aile atteint localement la vitesse du son ce qui produit une trainée d'onde.

Les voilures supercritiques ont été conçues par la NASA dans les années 1960 avant d'être testée sur le Vought F-8 Crusader.

Dassault utilisa ce type de voilure sur le Falcon 50 qui fut le premier avion civil à être équipé d'une voilure supercritique. Les effets sont une augmentation de la vitesse de croisière, économie de carburant, augmentation de la capacité des réservoirs.

Airbus adopta cette voilure pour son A300.

Boeing adoptera ce type de profil sur B757, et suivants.

Le profil des ailes qui équipent les avions de ligne modernes (famille Dassault, Airbus, Boeing,etc) est supercritique. La vitesse des avions de ligne (de l'ordre de Mach 0.8) est relativement proche de la vitesse du son (Mach 1). Les filets d'air subissent une accélération autour d'un profil en particulier sur l'extrados de l'aile.

Cette accélération donne naissance, sur les profils classiques, à des zones où la vitesse d'écoulement est localement supersonique (Mach supérieur à 1). Cette zone d'écoulement supersonique génère une onde de choc qui s'accompagne d'une importante dégradation des performances de l'avion.

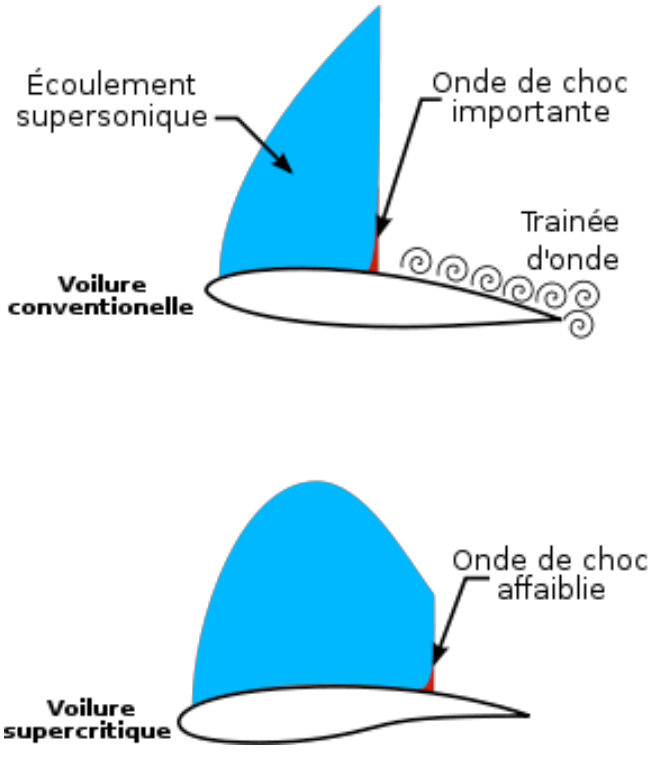
Sur les profils supercritiques, le nombre de Mach local maximal à l'extrados est atteint rapidement, et reste sensiblement stationnaire lorsque le Mach général augmente. L'intensité du choc de recompression à l'arrière de l'onde de choc la vitesse redevient subsonique reste ainsi limité.

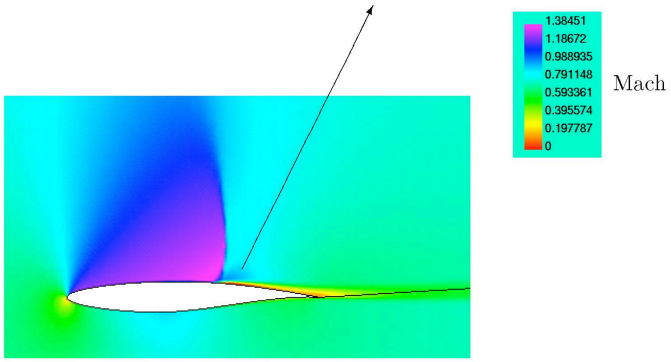
Ce type du profil, en plus de ces avantages aérodynamiques, permet donc de disposer d'une épaisseur relative plus importante, permettant d'accroître la capacité en carburant dans la voilure.

La forme du profil supercritique est caractérisée par :

- une ligne moyenne à double courbure, inversée dans la partie avant (concavité vers le haut),
- un extrados aplati,
- un intrados « creusé » dans sa partie arrière. »

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





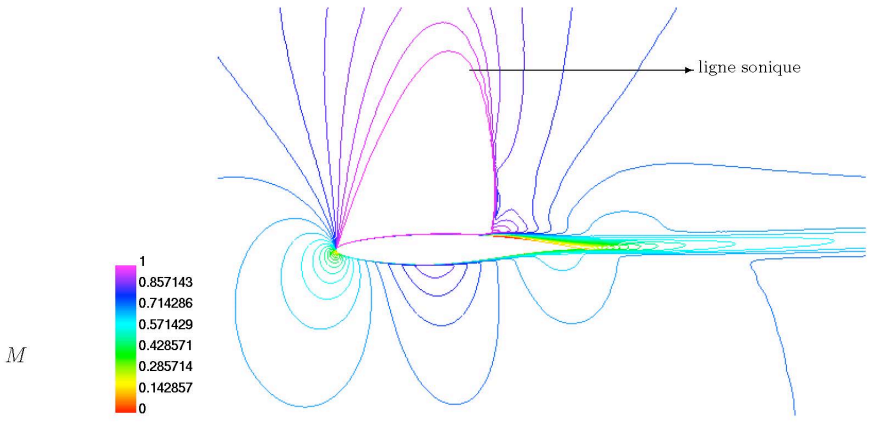
<u>Visualisation d'un écoulement à haut Mach dans une soufflerie (ONERA).</u>

Matérialisons ceci par une vue en coupe d'un écoulement à Mach 0.75 autour d'un profil et visualisons les lignes iso-vitesses conséquence des phénomènes aérodynamiques et du choc généré à l'extrados (source laboratoire de mécanique des fluides d'ORSAY). L'écoulement amont arrive avec un certain angle d'incidence (ici 3°2) et il est entièrement subsonique. Au bord d'attaque se situe le point d'arrêt de l'écoulement, autour duquel se présente une zone de ralentissement (basses vitesses), due aux forts gradients de pression. Ensuite, le fluide subit une accélération dans son mouvement sur l'extrados du profil qui conduit à la présence d'une zone localement supersonique (1<M<1.385). Cette zone est séparée de l'écoulement extérieur par une ligne sonique. On observe alors la formation d'une onde de choc droite forte, à l'extrados en aval du bord d'attaque. En aval du choc, l'écoulement redevient subsonique et décélère en dehors de la couche limite jusqu'à atteindre le Mach de vol 0.75.

Jusque l'apparition du choc, la couche limite est complètement attachée à la paroi. Lorsque l'onde incidente rencontre la couche limite, elle provoque une forte augmentation de la pression statique, qui se propage en aval du choc et entraîne l'épaississement de la couche limite.

Sur l'intrados du profil, l'écoulement est complètement attaché à la paroi. Dans la partie concave, on peut constater une accélération. En étudiant la répartition de pression totale autour d'un profil, on peut mettre en évidence la position du choc, la perte de pression totale est un bon indicateur des pertes de l'écoulement.
En amont du choc, les pertes sont limitées ; en aval, la couche limite s'épaissit et provoque un sillage au bord de fuite.

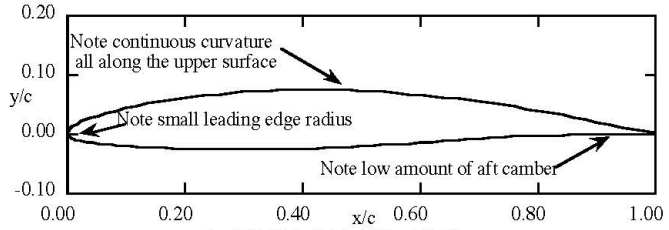
<u>Répartition autour d'un profil des lignes iso-mac</u>.



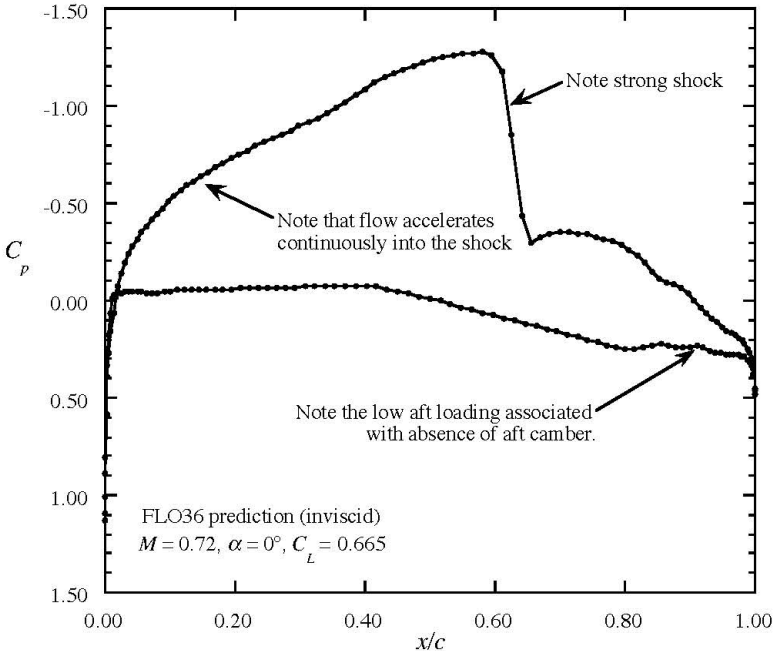
Pour étudier la répartition autour d'un profil et donc ses caractéristiques aérodynamiques, on mesure tout au long du profil la pression totale. En pratique la pression est rendue adimensionnelle. Comme elle dépend de la vitesse de l'écoulement, on a coutume de la présenter sous la forme d'un coefficient de pression noté « C_p ».

Un profil est caractérisé par sa corde « c», on repère la position d'un point sur un profil par le rapport « x/c » qui traduit une grandeur adimensionnée : le pourcentage de corde aérodynamique.

La valeur du Cp caractérise directement la portance en un point Un Cp élevé en valeur absolue traduit, côté extrados, une forte portance.



a) NACA 64A410 airfoil

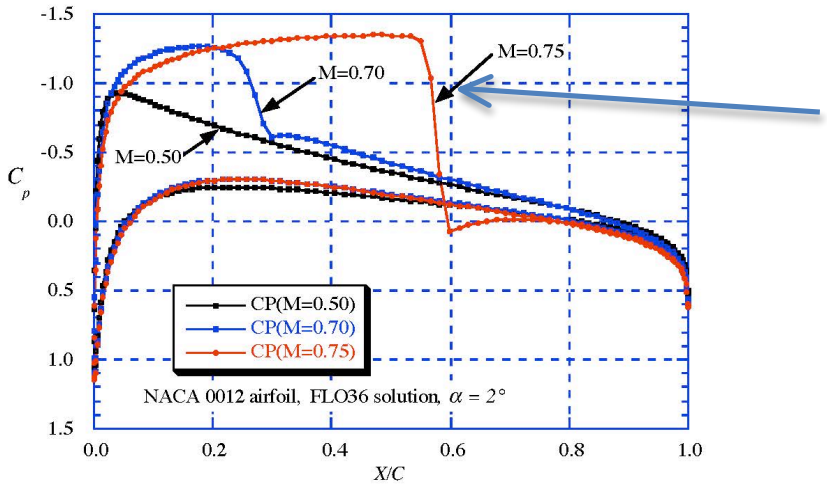


Sur ce profil, à l'extrados, le Cp augmente en valeur absolue ce qui traduit que la portance de ce profil va croissante si on se déplace vers le bord de fuite. Le Cp s 'effondre rapidement au passage du choc. A l'intrados l'effet portance est faible.

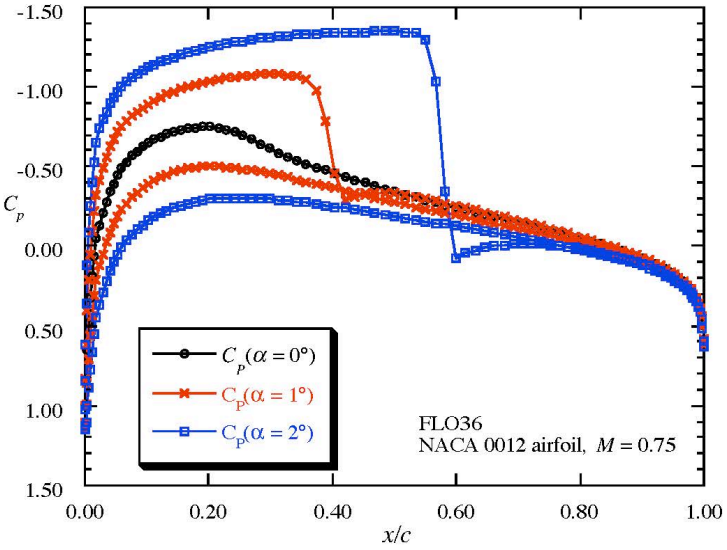
RQ : un Cp négatif traduit une région dépressionnaire donc favorable à la portance

Répartition de pression autour
du profil et matérialisation du
choc par recompression brutale

Regardons, l'évolution du Cp autour d'un profil donné à différents Mach et pour ce même profil l'évolution du Cp à même Mach et à incidence différente.



Pressure distribution change with increasing Mach number, NACA 0012 airfoil, $\alpha = 2°$

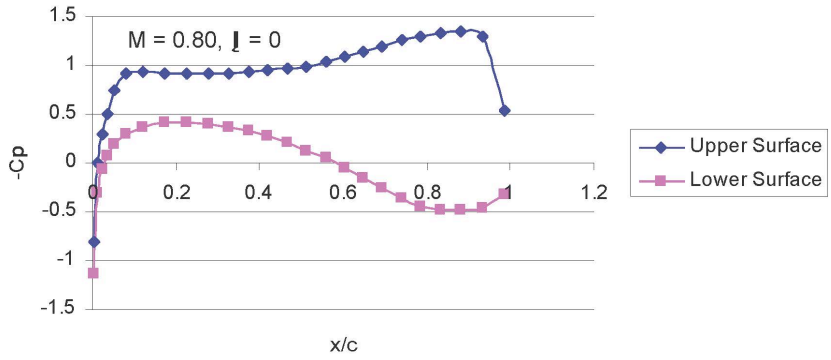


A Mach constant, le choc est d'autant plus marqué que l'incidence augmente

A incidence constante, le choc est d'autant plus marqué que le Mach augmente.

Un profil est optimisé pour un couple incidence, Mach.

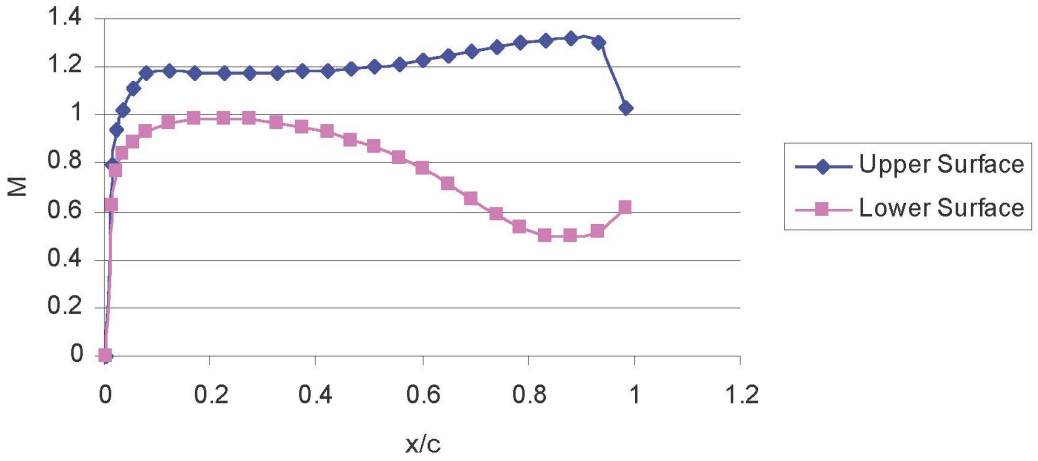
Ci après la répartition autour d'un profil d'aile de B747-800 et son profil associé à Mach 0.8 incidence nulle



Sur ce graphique, les conventions sont inversées : un coefficient positif est relatif à une dépression et un coefficient négatif à une surpression.

Il convient de remarquer la répartition parfaitement homogène de la portance sur ce profil. Contrairement aux cas précédents pour lequel une région était plus ou moins chargée en terme de portance.
Sur ce même profil, il convient de constater la constance de vitesse de l'écoulement , l'accélération à l'extrados se produit au bord d'attaque, ensuite il n'y a pas d'accélération et donc peu de perte dues à une transition supersonique subsonique.

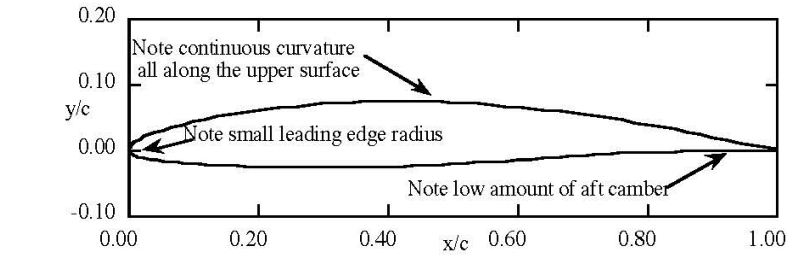
Vitesse de l'écoulement extrados et intrados le long d'un profil



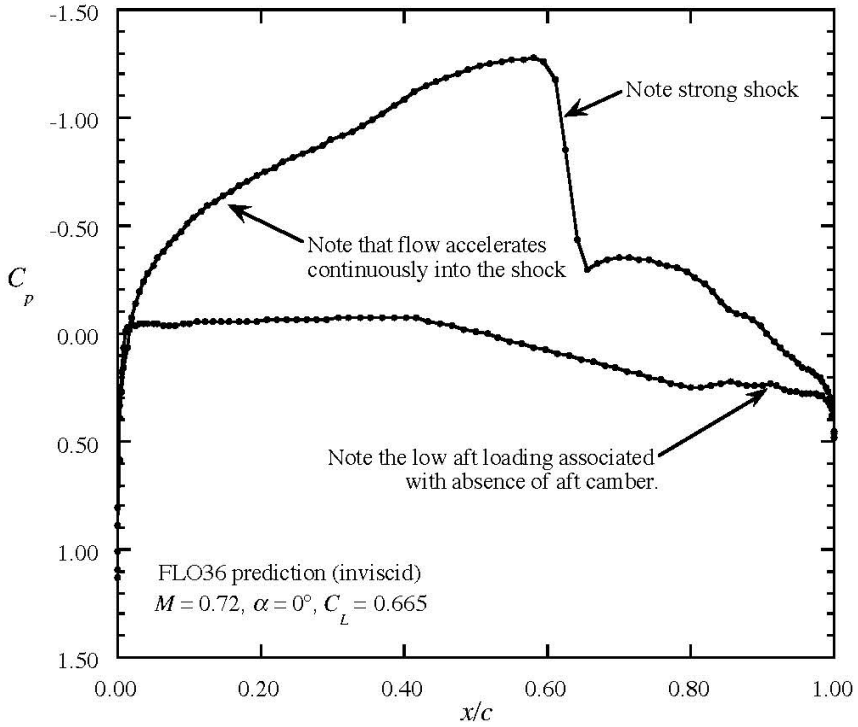
Comparaison d'un profil dit conventionnel et un profil supercritique :

Nous allons visualiser ceci en observant la répartition de pression à l'intrados et l'extrados

1) Profil conventionnel :

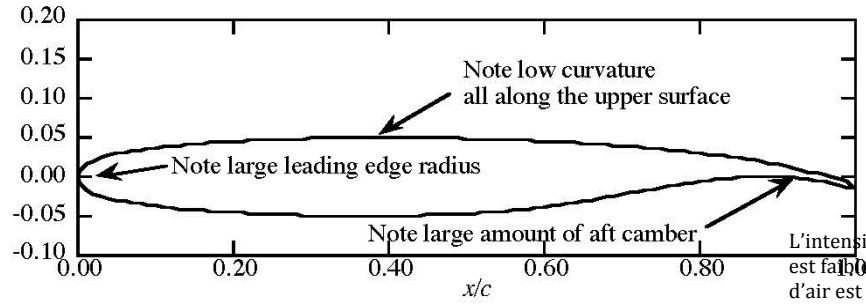


a) NACA 64A410 airfoil



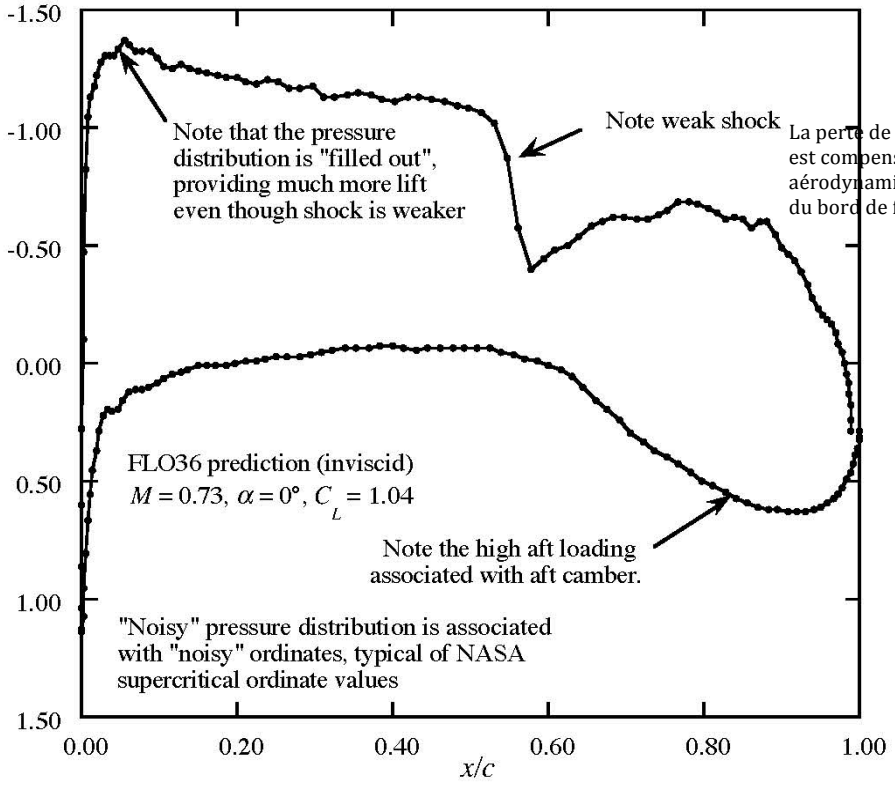
Sur ce profil standard, l 'accélération des filets d'air est continue et croissante jusqu'à ce que l'onde de choc de recompression forte, ramène l'écoulement au régime subsonique.
La perte de portance est forte et rien ne vient compenser cet état, si la vitesse venait à augmenter, le régime de l'écoulement en aval de l'onde de choc serait très perturbé jusqu'au décollement des filets d'air et la séparation des filets d'air et du profil (décrochage).

2) Profil supercritique :



a) FOIL 31

L'intensité du choc de recompression est faible décollement des filets d'air est donc moindre. Il y a « pilotage » de la vitesse de l'écoulement.



La perte de portance côté extrados est compensée par la forte charge aérodynamique de l'intrados proche du bord de fuite

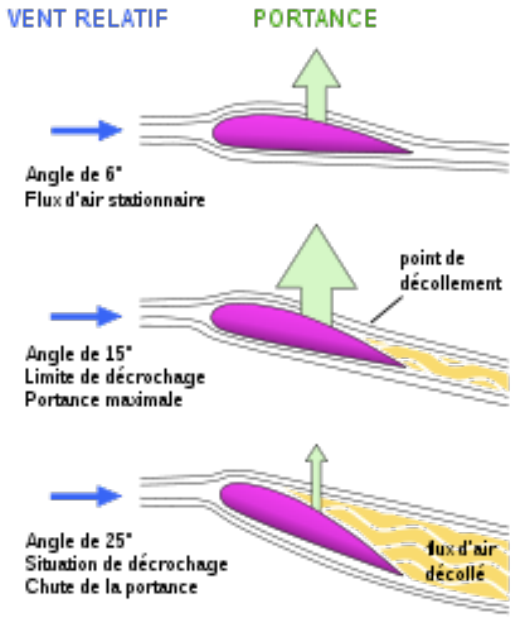
Décrochage à basse vitesse et « buffeting » haute vitesse, pilotage à haute altitude

Les avions commerciaux modernes évoluent à des altitudes variant du niveau de la mer à de niveaux de vol de l'ordre de 55000 ft pour certains. Il y a de profondes modifications dans les caractéristiques de la masse d'air dans cet éventail de couches atmosphériques. Il est conventionnellement admis que le vol dit « à haute altitude » commence à 25000ft. Un des paramètres importants qui intéresse le pilote est la température ou plutôt ses variations. Ce paramètre est essentiel car le Mach (paramètre de dimensionnement de la vitesse) est uniquement fonction de la température. Les caractéristiques aérodynamiques, en particulier la portance, sont particulièrement sensibles au rapport vitesse air sur vitesse du son : rapport définissant le nombre de Mach. Les pilotes doivent particulièrement être mis en garde sur l'influence du Mach et de l'altitude sur la manœuvrabilité de leur machine.

A mesure que l'altitude augmente, la densité de l'air diminue, l'amortissement aérodynamique naturel diminue, l'avion devient plus sensible à la moindre sollicitation. Les vols à Mach très élevé peuvent aussi engendrer de l'instabilité.

En effet, à forte vitesse, comme rappelé plus haut, les filets d'air se séparent de la paroi à l'extrados de l'aile et ce comportement est assimilable à un décrochage.

Décrochage basse vitesse : phénomène connu conséquence d'une incidence trop élevée amenant le profil et l'écoulement à se séparer.



Décrochage haute vitesse, finalement dans le principe très proche mais dans l'analyse et la perception beaucoup plus complexe car moins » naturel ». **Cette notion est totalement inappropriée à l'aérodynamique et au comportement des nos avions modernes. Il convient de parler de tremblements transsoniques ou plus communément « buffeting » haute vitesse.**

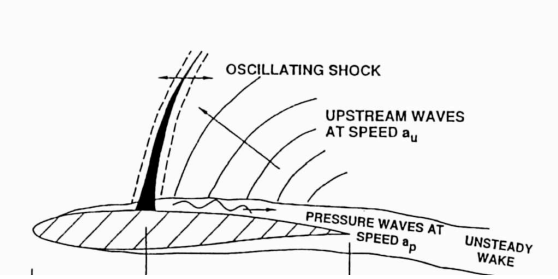
Notion de tremblements transsoniques ou buffeting:

Dans un écoulement transsonique coexistent des zones d'écoulement supersoniques et subsoniques, il peut présenter de fortes instabilités consécutives aux interactions d'une onde de choc et d'une couche limite turbulente. A ces sollicitations induites par un écoulement instationnaire, la structure avion répond

par des vibrations. Ces dernières peuvent être de faible amplitude mais peuvent aller, à l'extrême, jusqu'à être destructives. Les avionneurs s'arrangent pour que ces tremblements ne soient pas destructifs ou restreignent le domaine de vol ou bien encore tentent de contrôler le phénomène s'il apparaît (essais en vol).
Pour tenter de simplifier à l'extrême, lors du tremblement transsonique, il existe un battement auto-entretenu de l'interaction de l'onde de choc et du décollement de la couche limite qu'elle induit.

Sur un profil, les aérodynamiciens pensent qu'au mouvement vers le bord de fuite de l'onde de choc à mesure que la vitesse de l'écoulement sur l'extrados augmente et que la couche limite décolle, s'opposent des ondes de type acoustiques « remontant » vers l'amont et amenant l'onde de choc à se rediriger vers l'avant ; ce phénomène est de type oscillatoire : couplage aéro-accoustique (voir ci après une schématisation du phénomène).

Remarque : ceci est extrêmement simplifié



Il se peut que par inadvertance, il y ait des incursions vers les hautes vitesses. Il faut se remémorer les courbes Cz maxM2 (courbes en cloche) pour matérialiser l'exiguïté du domaine de vol à haute altitude. Economiquement intéressant, le vol à niveau élevé, positionne l'aéronef dans une zone ou la plage de Mach est réduite ainsi que la manœuvrabilité. Durant la certification, chaque aéronef doit démontrer sa capacité à sortir de ce domaine de vol et y revenir, après en avoir franchi les limites. Ces incursions hors domaine peuvent être la conséquence de gradients horizontaux, d'une mise en palier à forte puissance, de la transition Mach/speed à haute altitude où la convergence fait que le Mach maintenu va faire que la VMO est dépassée. Dans ces différentes configurations, l'avion doit rester pilotable et les gouvernes doivent répondre de façon prévisible et conforme.
Le pilote doit absolument être avisé de l'étroitesse de l'enveloppe de manœuvre et doit être conscient de la prudence à adopter lors des manœuvres correctives. **Une réponse agressive aux commandes peut imposer des contraintes très supérieures aux limites structurales.**
Si le Mach ou la vitesse est excessif, il convient de ramener ce paramètre dans les limites certifiées. Plusieurs solutions existent : changer l'orientation du vecteur portance (virage), augmenter le facteur de charge modérément pour ne pas se retrouver dans la partie limite basse vitesse et arriver au décrochage, réduire la poussée, utiliser les aérofreins.
Ces deux derniers artifices sont privilégiés sur nos avions par les manuels de vol.

Rappels généraux sur les vitesses et le domaine de vol associé:

vitesses caractéristiques :

- Vitesse maximale en opérations
  - VMO / MMO

    le Vol à VMO est possible

    La certification exige un avertisseur sonore associé.
- Vitesse maximale en piqué démontrée Vol (cf. schéma ci après)
  - VDF / MDF (vitesses ne figurant pas au Manuel de vol)

    On doit y démontrer l'absence de flutter

Pour n=1, on retrouvera Vs1, vitesse de décrochage

(rmq : on pourrait voler à V< VS1 pour des facteurs de charge inférieur à 1).

- Vitesse maximale de démonstration des qualité de vol (Q D V)
  - VFC / MFC

  ceci est lié à des exigences en matière de QDV longitudinales et latérales

- Vitesse de calcul en croisière
  - VC / MC

  (VC < 0.8 VMO)

- Vitesse de calcul en piqué

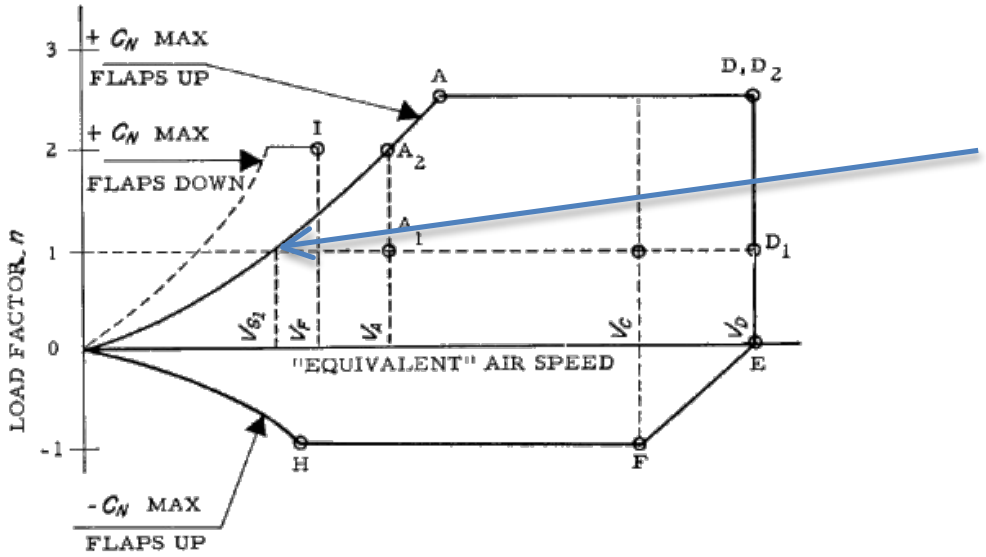
  -VD/MD vitesse maxi de calcul en piqué.

Domaine de vol (configuration lisse):

IL est courant de représenter les limites d'un avion en vitesse et facteur de charge dans un diagramme ayant pour abscisse un équivalent vitesse (EV) et en ordonnées, le facteur de charge (n).
La portance $1/2\ \rho\ S\ V^2Cz$ est égale au poids nmg (m : masse) soit $nmg=1/2\ \rho\ S\ V^2Cz$. Si on représente le facteur de charge maximal n max, celui-ci est proportionnel au carré de la vitesse et la courbe représentative est un arc de parabole (à vitesse donnée, le facteur de charge maxi est obtenu à Cz_{max}).
Donc $n_{max}= \rho\ S\ V^2Cz_{max}/2\ mg$.

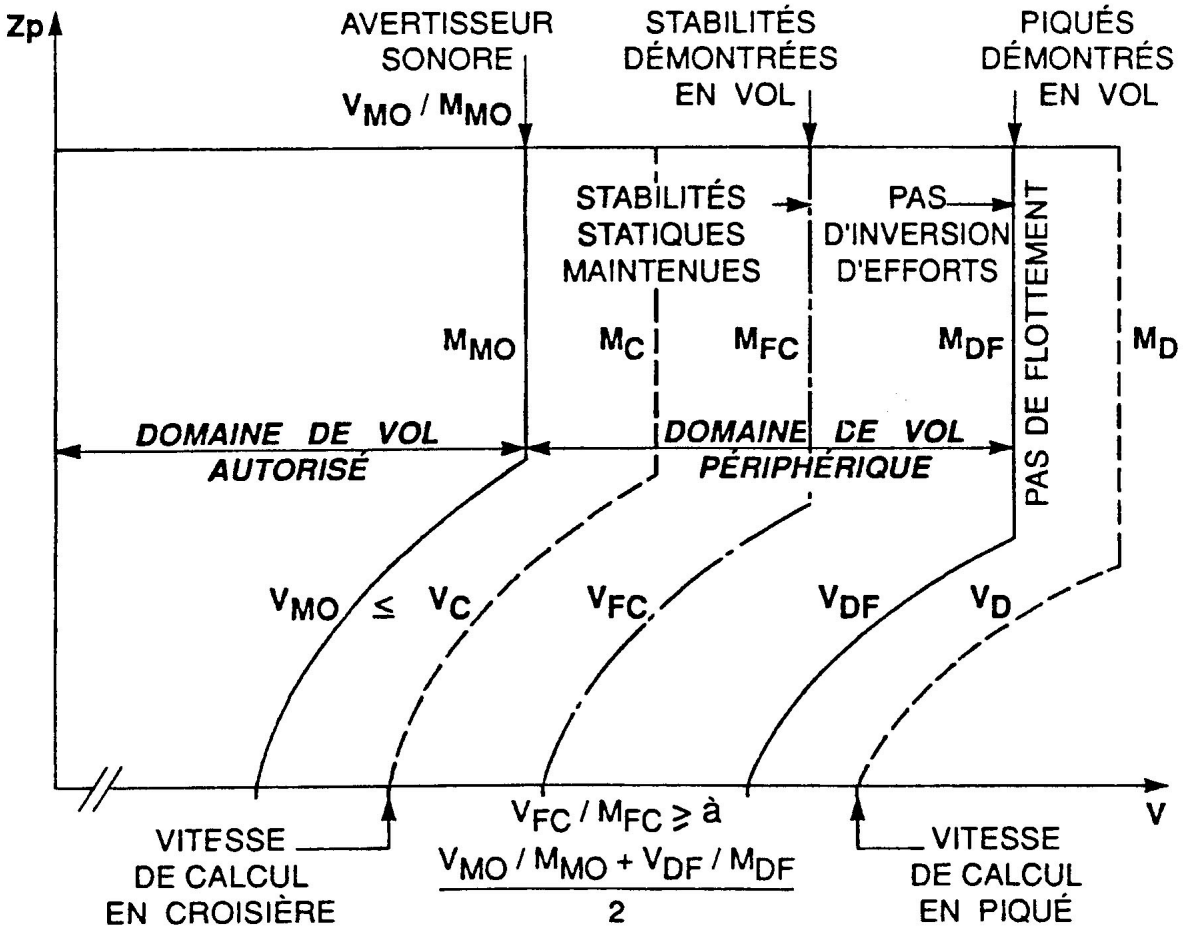
Sur le diagramme ci après, entre O et A, le facteur de charge est limité par les caractéristiques aérodynamiques ($n_{max}= \rho\ S\ V^2Cz_{max}/2\ mg$).

Entre A et D1, la limite est fixée par la résistance structurale(avions de transport n_{max}=2,5g).
Entre D1 et E, la limite est fixée par VD, vitesse maximale en piqué prise en compte pour les calculs de structure.



Du côté, facteur de charge négatif, l'allure du diagramme est similaire. OH représente le facteur de charge extrême obtenu à Cz max négatif. La droite HF représente le facteur de charge négatif maxi (n_{max}=-1g). Il faut remarquer que, contrairement au facteur de charge positif qui doit être supporté jusqu'à VD, le facteur de charge négatif n'est autorisé que jusque Vc, vitesse maximale de calcul en croisière. Au delà de VC, la certification autorise une décroissance linéaire du facteur de charge

2) Domaine de vol associé dans un diagramme Altitude en fonction de la vitesse et du Mach (convergence vitesse Mach):



Quelques ordres de grandeurs non officiels sur des avions contemporains :

Avion	MMO	VMO	Mcr	MDF	VDF	MFC/VFC
A320	0.82	350	0.78_0.80	0.87	380	0.85/365
A330/340	0.86	330	0.80.83	0.95	360	0.93/345
Béluga	0.7	270				
Falcon 900	0.85	370		0.91	427	0.83/400
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

Certification et manœuvres associées :
Les normes de certification rassemblées dans un document nommé ***CS 25*** font une large place aux vols à grandes vitesses et permettent de mieux sensibiliser à leur lecture le pilote à la « démystification » ou la peur du domaine des hautes vitesses (syndrome de l'excès de réactivité face à une incursion fugitive au delà du MMO

Exigences règlementaires

Sur la structure réf. ***CS 25.629*** :

- Essais en vol obligatoires si MD > 0,8
- Conception de l'avion sans Flutter jusqu'à VD et dans un domaine élargi de 15% en EV
- Marge de stabilité aéroélastique jusqu'à VD/MD et pas de réduction rapide des amortissements à proximité de MD
- Pas d'inversion de gouvernes par déformation aéroélastique.

Sur les vitesses de conception réf. ***CS25.335***

- soit VC(MC) inférieure à 0·8 VD(MD),
- soit la marge minimale de vitesse est plus grande que:
  - 335 (b)(1) Design dive maneuver
  - 335(b)(2) Marge minimale suffisante pour prévenir des erreurs instrumentales, des variations atmosphériques et les variations induites par le fuselage

MD-MC > 0.07.

Cette marge peut être réduite en utilisant des systèmes analyses automatiques à MD-MC>0.05.

- Sur les hautes vitesses réf. ***CS 25.253***
  - Définition des « upsets »:

Ces désordres sont censés modéliser des mouvements erratiques de commandes, des modifications de centrage en vol (mouvement de passagers), des mises en niveau brutales, des transitions Mach/speed non contrôlées.

  - Pas d'inversion d'efficacité jusqu'à VDF
  - Efficacité suffisante en roulis
  - Effets de la sortie des AF
  - Définition de VFC

- Vibrations et Buffeting réf. ***CS 25.251*** :
  - Pas de buffeting perceptible jusqu'à VMO
  - Pas de vibrations significatives jusqu'à VDF

AMC 25.251 : Vibration et buffeting en phase de croisière
– courbes de « buffet onset » : les enveloppes de facteurs de charge, vitesses, altitude et masse doivent fournir un domaine suffisant de vitesse et facteurs de charge en opération normale -> 0.3g sans buffet

– Essais de « buffet penetration » : entrées dynamiques dans le buffet pour confirmer la manoeuvrabilité (effet • 25.255: Out-of-trim Characteristics dissuasif contrôle sur les 3 axes, retour au vol normal)

– Conditions hors trim :
  - *3 sec de déroulement du trim*
  - *le détrim maximal admissible par le PA*

– Efforts par G croissants jusqu'à VFC

– Pas d'inversion d'efforts jusqu'à VDF
– Possibilité d'effectuer une ressource de 1,5g à VDF avec un effort inférieur à 125lb

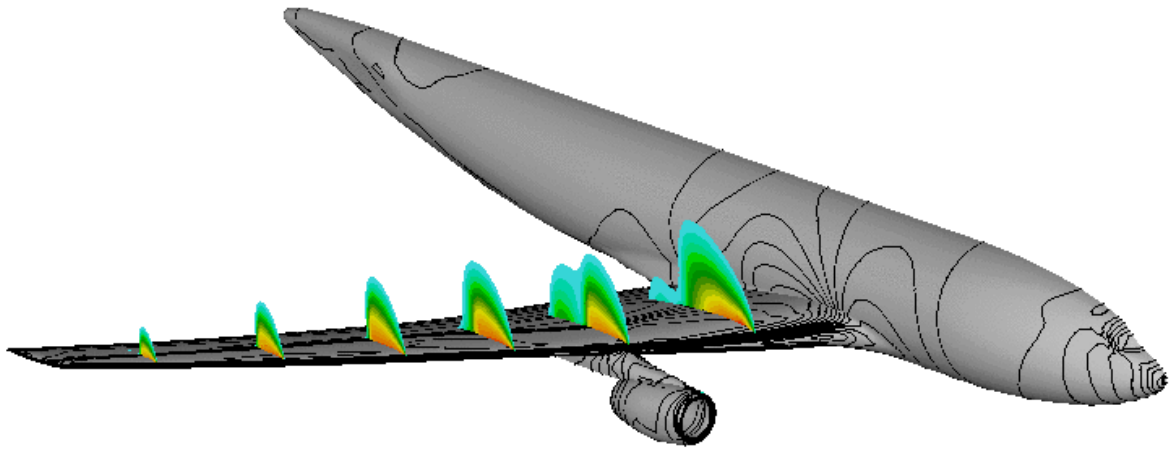
Conclusion :

Les avions modernes évoluent à des vitesses auxquelles l'écoulement aérodynamique est fortement perturbé. Dans la conception des voilures, dans la certification, le domaine haute vitesse est particulièrement étudié. Le « fameux » décrochage haut ne doit pas être une phobie pour le pilote sur les avions équipés d'ailes à profil supercritique et il convient de mesurer l'ampleur des réactions face à un phénomène transitoire de survitesse (dépassement de MMO).
Bon nombre de protections existent, le danger le plus important dans la zone de survitesse n'est plus comme jadis le décrochage des filets d'air derrière les ondes de choc, mais les dommages structuraux engendrés par des réactions surdimensionnées. Il y a souvent face à une survitesse, des réactions à cabrer du pilote voulant échapper par accroissement de l'assiette à une survitesse ; ces réactions sont bien souvent d'une amplitude forte et peu efficaces.
La conception des avions avec des voilures supercritiques (y compris les empennages) éloigne ce risque autour du Mach de conception pour lequel l'écoulement présente peu de distorsions. Les limites du domaine de vol VMO/MMO sont définies par certification et ne doivent jamais être transgressées quelque soit la phase de vol (montée, palier, descente) sauf pour des besoins d'essais en vol.

Tout avion est construit suivant ces règles. Toute incursion volontaire au delà de VMO/MMO est interdite en opérations normales.

Un dépassement de VMO/MMO est, dans un premier temps, une menace en terme de résistance et de déformation de la structure et ensuite une menace pour les critères de pilotabilité et de stabilité.
Ce qu'il est nécessaire d'apporter au pilote ce sont les notions de mécanique du vol et les bases d'aérodynamique évitant un stress inadapté.
Il n'est la plupart du temps pas possible de maintenir un palier au delà de MMO. Ce dépassement, mis à part des conditions extérieures variables en températures ou turbulences, ne peut se faire qu'en descente à fort « vario » tant la trainée augmente rapidement avec le Mach (cf. Annexe 5).

Pour terminer, visualisons sur un module avion en vol à Mach 0.80 les différents profils de pression et en particulier, le développement des ondes de choc. Il convient de constater que la zone la plus « pénalisée » est proche de l'emplanture ce qui préserve la manoeuvrabilité de l'aéronef dans la mesure où les parties mobiles (ailerons) se trouvent dans une zone moins pénalisée au niveau aérodynamique.
Quatre effets se combinent : les profils adaptés,
la variation de cambrure,
le vrillage de l'aile,
la flèche de l'aile.



Que retenir de tout ceci :

Les problèmes liés à la survitesse sont structuraux, ceux de la basse vitesse aérodynamiques.

Etre conscient des dangers liés au « coffin corner » autrement dit le coin supérieur du domaine de vol.

Une réaction inappropriée et « agressive » aux commandes lors d'une survitesse peut conduire à une échappée par le bas du domaine de vol (décrochage classique) ou à une dégradation irréversible de la structure.

En cas de dépassement accidentel de MMO, la situation reste réversible avec des risques mesurés. Le manuel de vol énonce des règles simples et efficaces pour sortir rapidement de cette situation. Il convient de les 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*).

Conséquences sur la formation:

Les problèmes relevés en vol sur des sorties de domaine par le haut résident dans un stress excessif lié à une perception de dangerosité excessive, ci-après quelques pistes pour y remédier:

1) Apporter au pilote les notions de mécanique du vol relatives à ce domaine de vol et les bases aérodynamiques s'y rattachant.

2) Préciser dans les manuels les risques associés et cachés ainsi qu'une description claire et non ambiguë des alarmes associées :
   Exemple: sur Airbus temporisation des manœuvres d'aérofreins liée aux fortes incidences, alarme « AP disconnect » pouvant occulter l'alarme « over speed ».

3) Améliorer la formation sur le vol à haute altitude par des mises en situation : vol à haute altitude avec gradients de température, ceci passe par une amélioration des simulateurs.

4) Intégrer en qualification de type la gestion d'incursion VMO/MMO et les moyens de l'éviter et d'en sortir. Informer les pilotes sur la nature des vibrations ressenties.

5) Faire évoluer l'ATPL théorique.

Thierry Bouchez
Organisme du Contrôle en vol
Février 2012

Travaux cités

Boeing présentation of B747-800, Ken Min, Ryan Plumley and Angela Brooks

Dassault.

Dalfano. «Simulation numérique du tremblement transsonique et optimisation de formes.» ENSAM.

Marre, JP. «Essai en vol à grandes vitesses.» CEV.

Mason, W H. «Some transonic aerodynamics courses.»

Nousis, Ionannis K. «Validation d'une fermeture RSM sur des profils d'ailes.» Laboratoire de mécanique des fluides d'Orsay, 2000.

Obert, Ed. «Aerodynamic design of transport aircraft.» Delft University of technologie.

Pearcy, H.H. «Some effects of shock-induced separation of turbulent boundary layers in transonic flow past airfoil.» Aeronotical research concil, London.

«Upset recovery book-High altitude operations.» FAA.

Liste des annexes

Annexe 1 : Recherche de VDF/MDF « Piqué EASA »

Annexe 2 : Recherche de VDF/MDF « Piqué FAA »

Annexe 3 : Fiche de programme d'essai haute vitesse

Annexe 4 : Fiche de programme d'essai haute vitesse avec sortie de domaine de vol

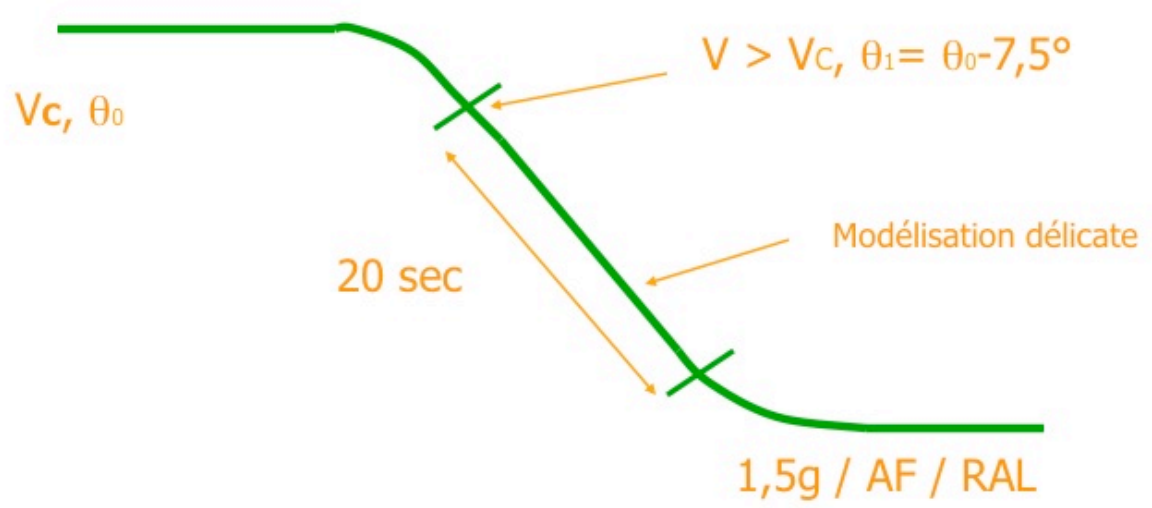
Annexe 5 : Variation du coefficient de traînée avec le Mach

Annexe 6 : Marges au buffeting vues par la CAA et la FAA

ANNEXE 1

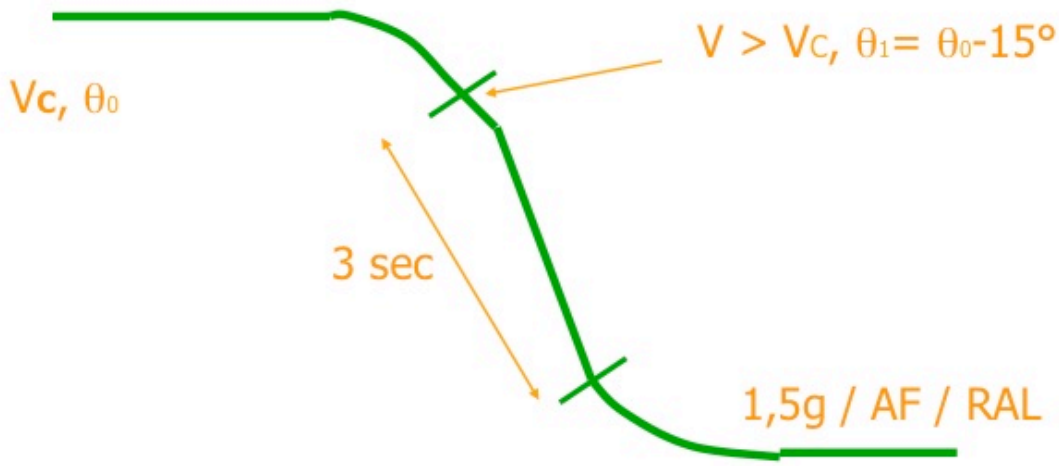
Un des essais en vol pratiqué pour les recherches de hautes vitesses consiste à aborder en palier à vitesse stabilisée VMO ou MM0 avion parfaitement « trimmé » en veillant à ce qu'il n'y ait aucune réversion sur aucun axe.
L'avion est alors mis en piquer à une assiette de 7,5° sous l'assiette initiale de vol durant 20 s.
Toute force adverse en profondeur, roulis et lacet doit rester parfaitement contrôlable par des réactions normales en matière de pilotage.
Au bout de ces 20 s, la vitesse est relevée et devient une valeur de référence VDF/MDF : vitesse maximale démontrée en vol.
La manœuvre de sortie de piquer est une ressource souple à 1,5g, avec autorisation d'utiliser aérofreins et réduction de poussée.

Durant cet exercice, il est nécessaire de veiller à ne pas dépasser VD/MD.



ANNEXE 2

Un autre essai consiste avec un palier maintenu à VMO ou MMO de piquer à une assiette de 15° inférieure à l'assiette de palier sans toucher à la manette des gaz.
Ceci est maintenu 3 s avec un manche au neutre, 3 s après lesquelles une ressource avec un facteur de charge maxi de 1,5 g est effectuée avec si nécessaire sortie des AF et réduction de la poussée.
VD/MD ne doit jamais être dépassée.



REQUIREMENT SUMMARY :

During an upset of 7.5° below the initial flight path during 20 seconds, with thrust and trim initially required for VMO or/and MMO, there may be no control reversal about any axis at any speeds up to VDF / MDF.
Any reversal of elevator force or tendency of the airplane to pitch, roll or yaw must be mild and readily controllable, using normal piloting techniques. Side-stick will be pushed up to full authority if necessary in order to maintain the 7.5° flight path angle.
The recovery will be made at a load factor not in excess of 1.5 g except if commanded by the system stick free; Use of airbrakes and thrust reduction is allowed.
V / M max reached during this upset must not exceed VD / MD.

Airspeed	Altitude	Slats/Flaps	Thrust
VMO / MMO	as required	0/0	as required

TEST DESCRIPTION :

From the specified initial conditions (X-wind), decrease in speed and make an upset of 7.5 deg below the initial flight path, without thrust change; try to maintain this flight path for 20 seconds after VMO or MMO is reached (eventually with full nose down stick authority). Then release the stick and if, at this time, total load factor is below 1.5g, pull up to an extent that allows for a total load factor not in excess of 1.5g. Reduce thrust and use airbrakes if convenient.
The maximum speed during the manoeuvre should not exceed VD/MD.
Assess static longitudinal stability (stick force /speed) above VMO/MMO.

Note: The effect of atmospheric disturbances will be assessed through analysis and/or simulation.

REQUIREMENT SUMMARY :

VD / MD must not be exceeded during the following manoeuvre:

- from a speed below VMO / MMO with power to maintain stabilized level flight, the aeroplane is upset so as to accelerate through VMO / MMO at a flight path 15° below the initial path; Pilot controls may be in neutral position after reaching VMO / MMO and before recovery is initiated.
- recovery may be initiated 3 seconds after operation of high speed, attitude or other alerting system by application of a load factor of 1.5 g or such greater load factor that is automaticaly applied by the system with the pilot's pitch control neutral. Power may be reduced simultaneously with other means of deceleration with a time interval between successive pilot actions not less than 1 sec.

In all cases, speed reached (VDF / MDF) may not deliberately exceed VD / MD.

Airspeed	Altitude	Slats/Flaps	Thrust
VMO/MMO	as required	0/0	as required (TFLF)

TEST DESCRIPTION :

From the specified initial conditions (X-wind), decrease speed and make an upset of 15 degrees below this initial flight path, without thrust change. When reaching VMO/MMO along this new flight path, release the stick. Three seconds after overspeed warning activation and if, at that time, total load factor is below 1.5g, pull up to an extent that allows for a total load factor not in excess of 1.5g. Reduce thrust and use airbrakes if convenient.
The maximum speed during the manoeuvre should not exceed VD/MD.

Note: The effect of atmospheric disturbances will be assessed through analysis and/or simulation.

ANNEXE 4 : Exemples de fiche programme d'essais à haute vitesse et règlement associé à des sorties de domaine de vol suivant deux axes (tangage, lacet) et sortie brutale d'aérofreins.

REQUIREMENT SUMMARY :
Airplane trimmed at any speed up to VMO / MMO, perform a two-axis upset consisting in a longitudinal upset combined with a lateral upset.
Perform a longitudinal upset by displacing the attitude of the aircraft in the range between 6-12 degrees. Simultaneously perform a lateral upset by rolling the aircraft to the 15-25 degrees bank angle range. The values of attitude displacements should depend on airplane stability, manoeuvrability and inertia characteristics. The established attitude should be maintained until the overspeed warning occurs. The airplane should be permitted to accelerate until three seconds after the overspeed warning occurs. Then, the airplane must be recovered to a normal attitude and its speed reduced to VMO / MMO:

- without exceptional piloting skill,
- without exceptional force on the rudder pedals,
- with suitable forces on the side stick controller,
- without exceeding VDF / MDF or structural limitations,
- without buffeting which would impair the pilot's ability to read the instruments or control the airplane for recovery.

Adequate roll capability to assure prompt recovery from a laterally upset condition must be available.

At speeds between VFC/MFC and VDF/MDF, the direction of the primary longitudinal control force may not reverse.

Airspeed	Altitude	Slats/Flaps	Thrust
VMO/MMO	as required	0/0	as required (TFLF)

TEST DESCRIPTION :

TWO AXIS UPSET

Perform a longitudinal upset as in 07 L 22 C 11 but with a 10 degrees change in flight path angle and, when pitch attitude is established but before reaching VMO/MMO, roll the A/C 25 degrees. Release the stick upon reaching VMO/MMO. 3 seconds after overspeed warning, recover the A/C as for 07 L 22 C 11 and if necessary bring back the wings level.

VDF will be established according to the results of 07 L 22 C 01/11/21, supplemented by simulations/analysis to show that the above manoeuvres lead to the highest speed increase above VMO.

RUN	GROSS WEIGHT	CG	AIRSPEED	ALTITUDE	SLAT/FLAP	LANDING GEAR	ENGINE THRUST	
001	OPT	FWD	VMO	15000	0	UP	TFLF	
002	OPT	FWD	VMO/MMO	AS REQ	0	UP	TFLF	
003	OPT	FWD	MMO	40000	0	UP	TFLF	

REQUIREMENT SUMMARY :
Aircraft trimmed at VMO / MMO, increase speed above VMO / MMO and extend full airbrakes with stick free.
This manoeuvre should not result in an excessive positive load factor w th stick free, and any nose-down pitching moment must be small.

Note: *A load factor should be regarded as excessive if it exceeds 2 g. (ACJ 25.253(a)(5))*

Airspeed	Altitude	Slats/Flaps	Thrust
VMO/MMO	as required	0/0	as required (TFLF)

TEST DESCRIPTION :
Perform a longitudinal upset as in 07 L 22 C 11 and upon reaching VDF, extend the airbrakes with stick free. This manoeuvre should not result in any excessive positive load factor, nor any significant nose-down pitching movement.

RUN	GROSS WEIGHT	CG	AIRSPEED	ALTITUDE	SLAT/FLAP	LANDING GEAR	ENGINE THRUST	
001	OPT	AFT	VMO/MMO	AS REQ	0	UP	TFLF	
002	OPT	FWD	VMO/MMO	AS REQ	0	UP	TFLF	

ANNEXE 5

Variation du coefficient de trainée en fonction du Mach sur B747-100

La trainée est relativement constante jusque M=0.84 pour croître rapidement ensuite

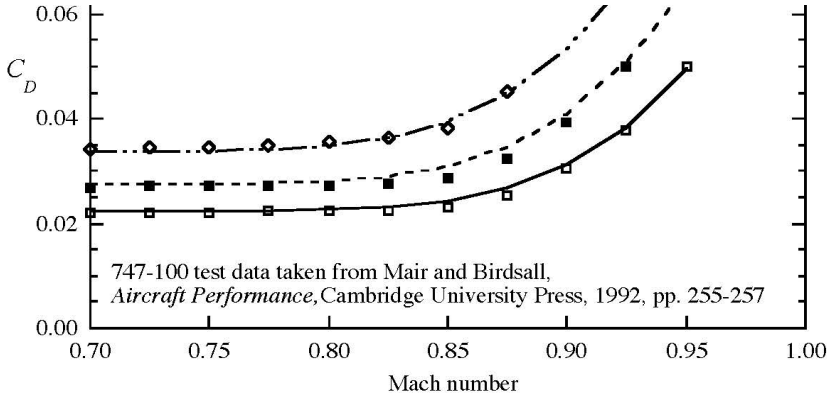
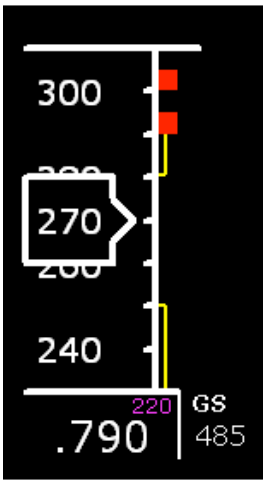


Figure 7-12: Comparison of approximate drag rise methodology with Boeing 747-100 flight test data from Mair and Birdsall[31]

ANNEXE 6 **MMO: CAA VERSUS FAA**



The Boeing 767 has a Maximum Dive Mach Number (Md) of 0.91. For certification, the FAA and CAA apply different methods when determining the aircraft's Maximum Cruise Mach Number (Mmo):

- **FAA** For the FAA, Mc must not be greater than Md - 0.05M. Thus for FAA certified aircraft, the Boeing 767 has a maximum cruise mach number (Mmo) of 0.86M. (Md minus 0.05)
- **CAA** However, for CAA certified aircraft, the margin between Mc and Md must allow the aircraft to encounter a head-on gust of 45 ft per sec, without exceeding Md, at the lowest altitude (25,000 ft) where Vmo and Mmo are coincident. At the declared altitude of 25,000 ft, 45 ft per sec equates to 0.07M. Thus for CAA certified aircraft, the Boeing 767 has a Maximum Cruise Mach Number (Mmo) of 0.84M (Md minus 0.07).

BUFFET MARGIN

The FAA and CAA specify buffet limited altitudes differently:

- **FAA** The FAA do not stipulate a minimum manoeuvre margin to buffet, but Boeing use 0.3g. The calculation assumes a typical in-service CG of 25% MAC. If the actual CG is forward (less than) 25%, the actual margin to buffet will be slightly less than 0.3g.

CAA The CAA require a 0.3g minimum manoeuvre margin to buffet, but based on the more conservative CG of 7% MAC (forward limit of flight envelope). At normal operating cruise CG's around 20, this results in a reduction of maximum cruise altitude capability of up to 1,000 ft.

Direction Générale de l'Aviation civile
Organisme du contrôle en vol
50, rue Henry Farman
75720 Paris cedex 15
Tél. : 33 (0)1 58 09 43 21
Fax. : 33 (0)1 58 09 43 38