

## GENERALITES

L'analyse systématique des vols a mis et continue de mettre en évidence un certain nombre d'anomalies en vol se traduisant par des chutes de Mach importantes.

Ce type d'anomalie peut conduire à l'incident grave avec perte d'altitude importante éventuellement accompagnée de dommages structuraux, ainsi que des risques de blessures graves pour les passagers ou l'équipage.

La pratique du vol haute altitude nécessite en effet la connaissance des phénomènes et des pièges que l'on est susceptible de rencontrer. La très grande majorité des vols se déroulant heureusement sans problème, on a tendance à les oublier. Un rafraîchissement périodique n'est pas inutile.

Le but n'étant pas de refaire un cours de mécanique du vol. Seuls quelques rappels de notions de base ont été regroupés dans la section 2 afin de faciliter, si besoin est, la lecture des sections 3 et 4 qui constituent l'essentiel de ce document.

L'objet de ce chapitre est donc :

- d'analyser les principales causes de déstabilisation,
- d'en déduire les actions correctives,
- d'en tirer les conséquences du point de vue opérationnel.

Pour bien matérialiser ces rappels, 3 exemples vécus en exploitation sont analysés en annexe.

Ce livret ne concerne que les avions subsoniques.

Au préalable, rappelons que les anomalies de tenue de Mach se situent dans les phases de fin de montée et en croisière et que l'on peut recenser les causes et facteurs contributifs suivants :

## CAUSES INITIALES

Les causes initiales de la chute de Mach sont de natures diverses :

- Erreur d'affichage de la poussée croisière (sur avion sans auto-manette)  
Cette erreur peut provenir d'une erreur de niveau ou d'une confusion des chiffres à afficher.
- Diminution "subtile" de la poussée d'un moteur
- Tentative de montée au dessus de l'altitude d'accrochage ou montée à l'altitude d'accrochage à un Mach insuffisant.
- Déstabilisation due à l'environnement, ou panne d'un système (par exemple pilote automatique).
- Evolution excessive de l'avion en virage ou en ressource.
- Procédure volontaire pour perdre du temps et respecter un horaire de passage imposé.
- Utilisation d'un mode inadapté des automatismes.

## FACTEURS CONTRIBUTIFS

- Non surveillance des paramètres de vol.  
Ce facteur contributif est **systématique et commun** à tous les cas constatés, exceptées les procédures volontaires.
- Méconnaissance ou oubli des problèmes liés au vol haute altitude.

## 1. VOL HAUTE ALTITUDE

### 1.1. VITESSE ET MACH

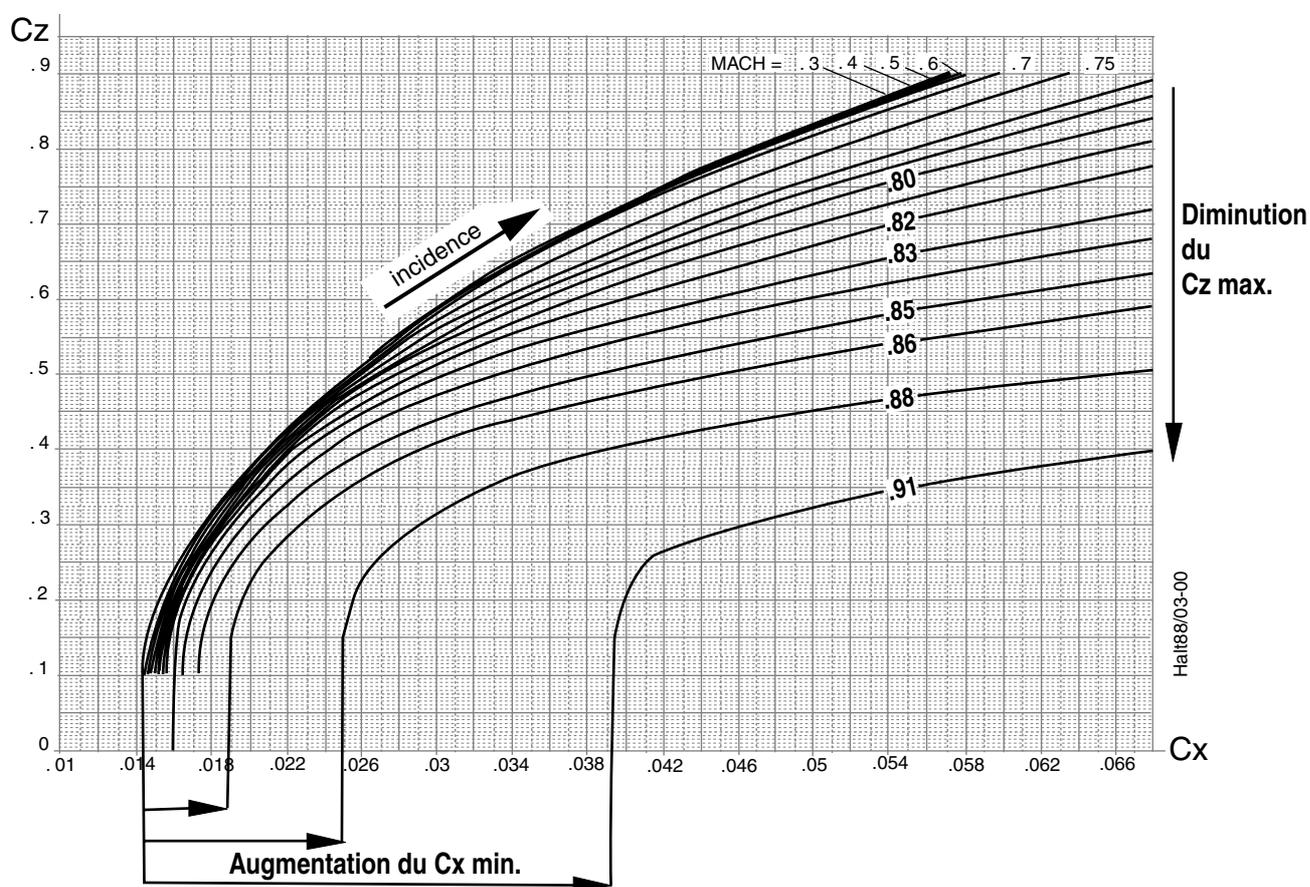
Les ailes des avions de transport ont des profils d'épaisseur moyenne, qui permettent de voler dans le domaine "haut subsonique", au prix d'une augmentation de traînée qui est acceptable aux incidences modérées. Cependant, quand l'altitude augmente, l'incidence doit augmenter et des phénomènes aérodynamiques néfastes peuvent apparaître.

A basse altitude et à faible vitesse, la vitesse d'écoulement (TAS) du fluide (air) est très éloignée de la vitesse de propagation d'une onde de pression (son) et il n'y a pas de perturbation.

Dans cette partie du domaine de vol, la vitesse conventionnelle (celle indiquée par l'anémomètre) est représentative des marges par rapport au décrochage : on parle de domaine d'approximation incompressible.

Lorsque l'altitude augmente, la motorisation des avions commerciaux leur permet d'atteindre des vitesses bien supérieures au domaine d'approximation incompressible. La compressibilité de l'air (apparition d'ondes de choc sur la voilure dues au passage brutal d'un écoulement local supersonique à un écoulement subsonique) a des effets négatifs sur les caractéristiques aérodynamiques de l'avion.

La polaire de l'avion, quant à elle, se dégrade avec l'augmentation du Mach, essentiellement à partir de Mach 0,7, ceci d'autant plus que l'incidence de vol est élevée, **et le Mach devient le paramètre représentatif des marges par rapport au buffeting.**

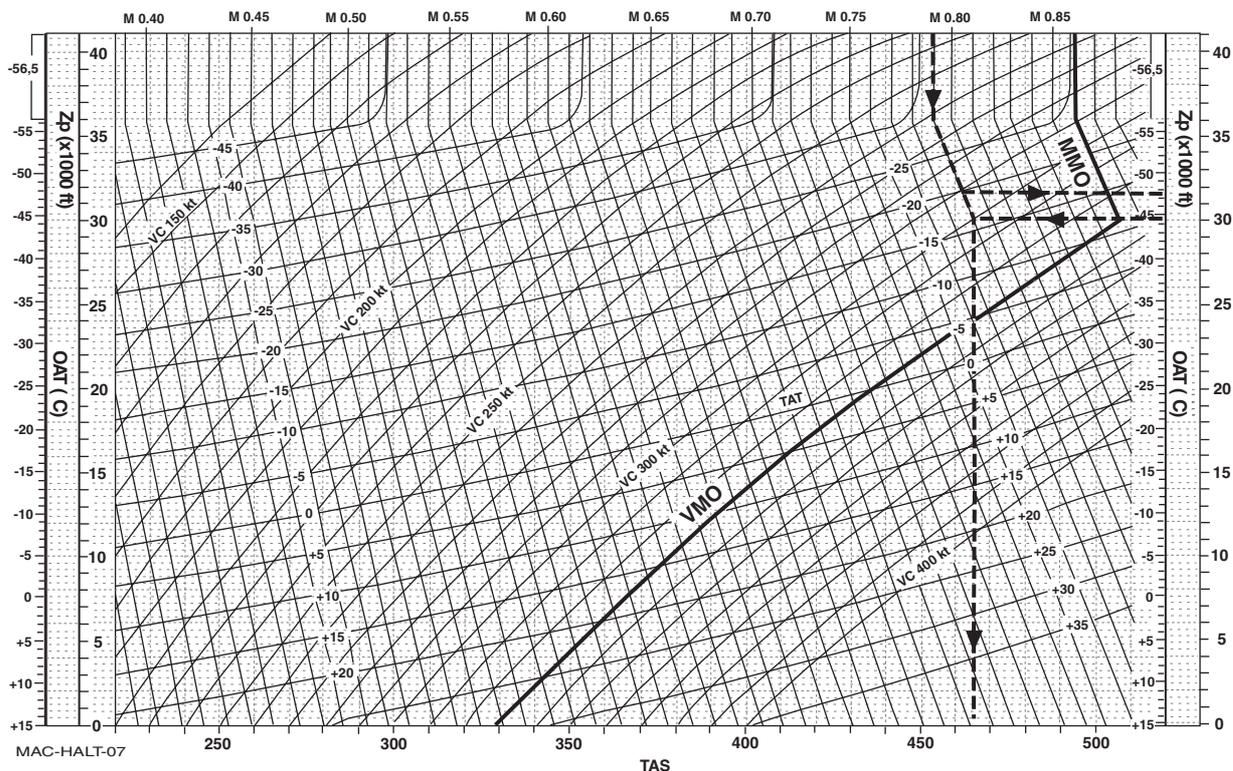


Parmi les 3 paramètres de base :

- température statique,
- pression statique,
- Mach.

**Le Mach est le paramètre fondamental lié à la vitesse qui influe le plus sur les phénomènes aérodynamiques et thermodynamiques, et qui caractérise donc les phénomènes de compressibilité.**

## 1.2.RELATION IAS, CAS, Mach, TAS



Cette abaque, appelée abaque Chevalier, montre les relations existant entre l'altitude, la température, le Mach et la vitesse.

En détaillant cette abaque, on s'aperçoit que le vol à haute altitude ne comporte pas de spécificité particulière, mais qu'il est la continuation de la mécanique du vol traditionnelle.

Si l'on suit l'exemple donné par le trait noir sur le schéma, on constate qu'en volant à vitesse conventionnelle (Vc ou CAS) constante, la vitesse vraie (Vv ou TAS) augmente avec l'altitude, jusqu'au Mach de référence, que l'on définira dans le détail un peu plus loin.

A partir de l'altitude à laquelle est atteint le Mach de référence, la montée s'effectue à Mach constant, ce qui a pour conséquence de diminuer à la fois la vitesse conventionnelle et la vitesse vraie, jusqu'à la tropopause.

A partir de la tropopause, la montée à Mach constant est aussi effectuée à vitesse vraie constante (puisque la température extérieure est constante), ce qui est faux pour la vitesse conventionnelle (elle diminue avec l'altitude).

**Note :** Les avions commerciaux sont limités au FL450 (pour les B747) ou à des altitudes inférieures, en raison de l'optimisation économique de l'aérodynamique, de la motorisation et de la structure (ce qui conduit notamment à limiter la delta p). Les altitudes plus élevées peuvent être atteintes en supersonique (Concorde était limité au FL600), mais également en subsonique, si la charge alaire est faible (surface de voilure relativement importante, d'où vitesses de décrochage faibles) et la motorisation importante. C'est le cas de nombreux avions d'affaires qui ont des altitudes maximales supérieures au FL500 et de certains avions militaires, l'exemple le plus représentatif étant l'avion de reconnaissance U-2, capable de voler au dessus du FL750 à un Mach inférieur à 0,7.

## 1.3.MACH "DE REFERENCE"

A partir de 15000ft, on passera progressivement de la notion de vitesse indiquée à la notion de Mach, la transition s'effectuant entre 25000 et 30000ft suivant le type avion, par exemple :

- B747-400 : 350 kt/M.86 à 27000ft
- B777 : 340 kt/M.84 à 27000ft
- A340 : 300 kt/M.82 à 32000ft
- A320 : 300 kt/M.80 à 30500ft
- B737-500 : 280 kt/M.74 à 30000ft.

A partir de ces altitudes, la notion de vitesse disparaît et le **Mach de finesse max** doit être considéré comme le **Mach de référence**.

Ce mach de finesse max augmente avec l'altitude et il constitue la vitesse minimale au-dessous de laquelle il ne faut pas évoluer pour conserver une marge par rapport au 2ème régime (nous sommes à son seuil), mais à "la queue" de celui-ci, et au buffeting bas (régime instable cf. § 2.4).

1.4.BUFFETING BAS ET BUFFETING HAUT

Le buffeting bas est également appelé "basse vitesse" et le buffeting haut est parfois appelé "buffeting de Mach".

1.4.1. Buffeting basse vitesse (Buffeting bas)

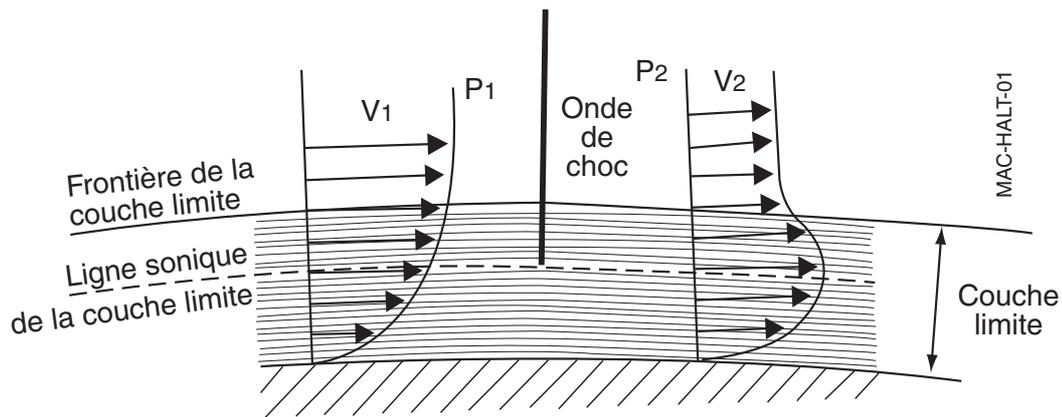
Le buffeting basse vitesse est dû au décollement local des filets d'air sur l'extrados de l'aile lorsque l'incidence augmente. Il se produit en général aux extrémités des ailes en premier, et provoque une vibration avertissant de la proximité du décrochage.

L'écart entre la vitesse d'apparition du buffeting et la vitesse de décrochage (perte de portance) augmente avec l'altitude :

- très faible à basse altitude, il nécessite l'installation d'un avertisseur de décrochage (vibreur de manche)
- à haute altitude le buffeting naturel intervient avant le vibreur de manche.

Cet écart peut même, selon les avions, être négatif à basse altitude. C'est à dire que l'on rencontrera le buffeting basse vitesse avant le vibreur de manche.

1.4.2. Buffeting de Mach (Buffeting haut)



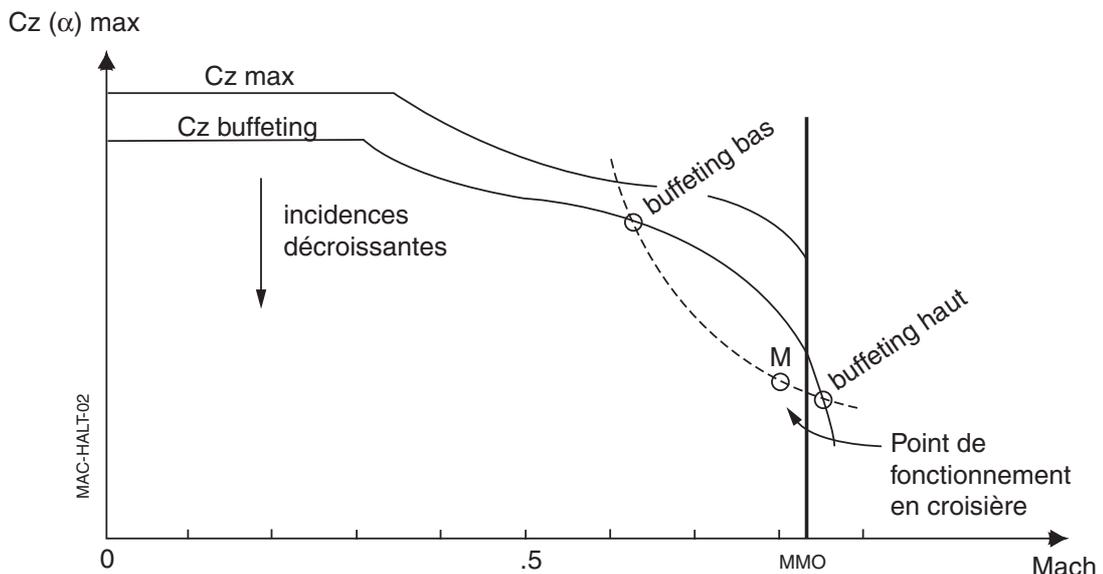
Le buffeting de Mach se produit lorsque le Mach continue d'augmenter après l'apparition de l'onde de choc sur l'extrados. Il y a alors décollement de la couche limite à l'arrière de l'onde de choc. Celle-ci pénètre dans la couche limite et la rend instable en provoquant de la turbulence et des fluctuations de portance se traduisant par du buffeting.

L'apparition de ce phénomène provoquant de fortes vibrations de l'aile, s'accompagne dans un premier temps d'un **déplacement du foyer de l'avion vers l'arrière** accompagné d'un fort **moment à piquer** (souvent assimilé à un décrochage) dû à la perte d'efficacité brutale de l'empennage arrière déporteur.

Il est rare, sur nos avions, sauf sous facteur de charge élevé, d'atteindre le buffeting haut en opérations, la limitation MMO intervenant avant le Mach de buffeting haut (à l'exception du B737).

En résumé :

- buffeting bas : Mach faible, incidence élevée : s'intensifie lorsque l'incidence augmente.
- buffeting haut : Mach élevé, incidence faible : s'intensifie lorsque le Mach augmente.



**2. RAPPELS DE NOTIONS DE BASE**

Nous nous intéressons dans un premier temps aux caractéristiques aérodynamiques de l'avion. C'est à dire celles qui ne dépendent pas de sa motorisation. Après avoir rappelé l'équation de sustentation, nous évoquerons le **plafond de sustentation** et la **limite de manoeuvre**, ainsi que le **MMO**.

Puis, dans un second temps, nous parlerons des données liées à la motorisation avion, telles que l'**équation de propulsion**, l'**évolution de la poussée des réacteurs** en fonction de divers paramètres, le **plafond de propulsion**, l'**altitude d'accrochage** et la **marge de manoeuvre** en palier.

Nous terminerons ce chapitre par une brève étude des paramètres influençant la consommation.

**2.1.EQUATION DE SUSTENTATION**

Cette équation exprime qu'**en palier stabilisé**, c'est à dire pour un facteur de charge égal à 1, la portance développée par le planeur équilibre le poids de l'avion :

PORTANCE = POIDS

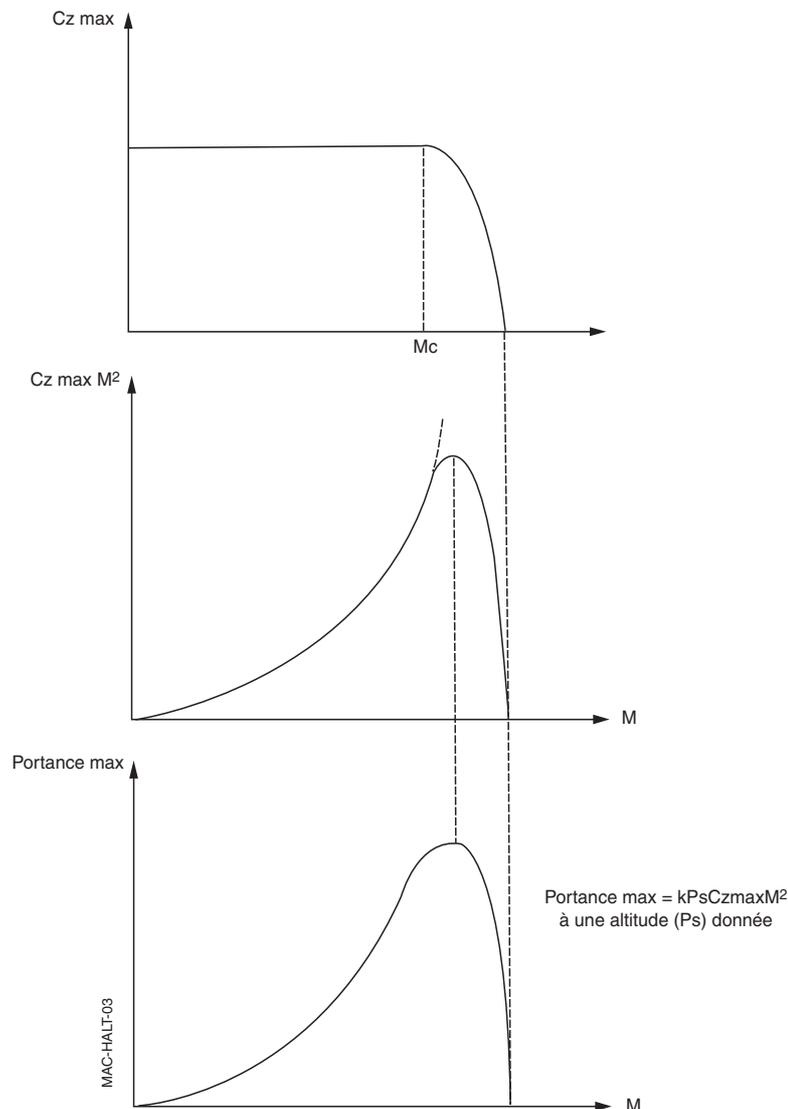
$$k P_s C_z M^2 = mg$$

$P_s$  = pression statique au niveau du vol

On voit que **pour une altitude donnée** ( $P_s = Cte$ ), la portance varie, au facteur  $k$  près, comme le produit  $C_z M^2$ .

La portance maximale, pour chaque valeur de Mach, est proportionnelle au produit  $C_z \max M^2$ .

**Domaine de vol :**



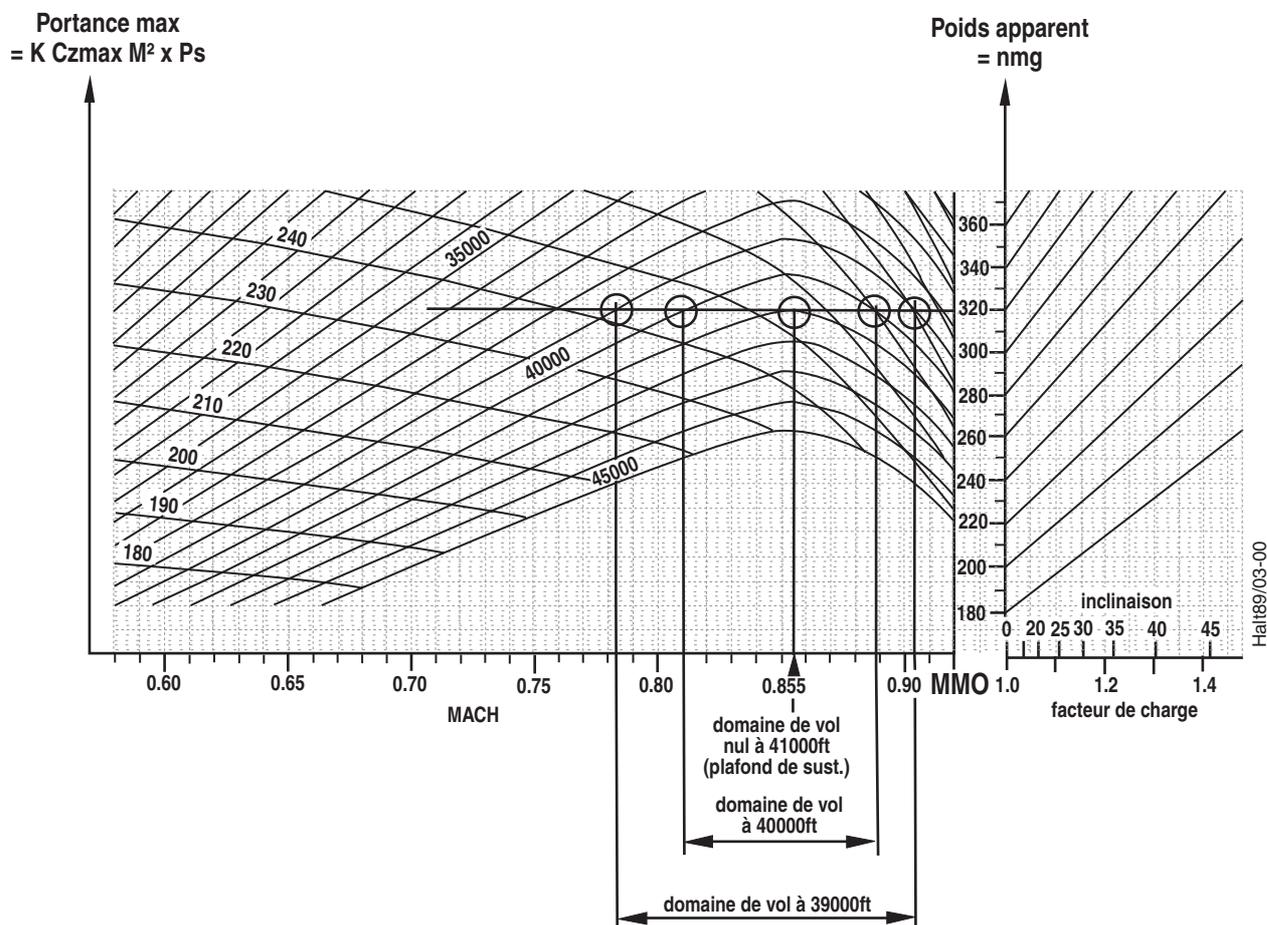
Lorsque le poids de l'avion diminue (par exemple au fur et à mesure du délestage) son incidence diminue et le **plafond de sustentation augmente**, le **Mach de décrochage bas diminue**, le **Mach de décrochage haut augmente**, le **domaine de vol s'agrandit**.

$M_c$  est le Mach critique, correspondant au Mach à partir duquel apparaissent les premiers phénomènes soniques autour de l'aile (voir § 2.2).

Les courbes donnant la variation de la portance en fonction du Mach et de l'altitude pression figurent dans les manuels d'utilisation ("Buffeting - Limites d'évolution").

Pour un poids nmg donné (ex : figure ci-dessous, B747-200 à 320 t, n = 1) les marges par rapport aux Mach de buffeting bas et de buffeting haut, c'est à dire le domaine de vol, se réduisent quand Zp augmente et Ps diminue.

Il s'agit bien, ici, de caractéristiques planeur, la motorisation ne permettant pas d'atteindre ces altitudes pour m = 320 t.



### 2.1.1. Plafond de sustentation

A un poids mg donné, le domaine de vol se rétrécit lorsque l'altitude vol augmente.

Le **Plafond de sustentation** est l'altitude maximale à laquelle peut voler le **planeur à n = 1** (pour un poids mg donné).

Il dépend des qualités aérodynamiques de l'avion et de son poids. Il ne dépend pas de la poussée des réacteurs.

Le plafond de sustentation augmente si le poids diminue, et inversement.

Il est obtenu à un Mach précis, le **Mach optimal Mo** qui rend le produit  $C_z M^2$  maximal.

- Mo procure, à toute altitude, la limite de manoeuvre maximale (cf. § 2.21.2.).

Dans l'exemple ci-dessus (B747), le plafond de sustentation est obtenu au Mach optimal 0.855. Il est de 41000ft à 320 t, et de 45000ft à 262 t.

Avion	B737	A320	A330/340	B777	B747/200	B747-400
Valeur du Mach optimal Mo	0.73	0.78	0.80	0.85	0.855	0.865

A cette altitude plafond, la limite de manoeuvre se réduit à l'unité, c'est à dire que le facteur de charge maximal admissible pour maintenir le palier est égal à 1. Autrement dit, un seul degré d'inclinaison provoque le buffeting, et le seul Mach de vol possible est Mo.

Sur les avions commerciaux, la motorisation ne permet pas de l'atteindre.

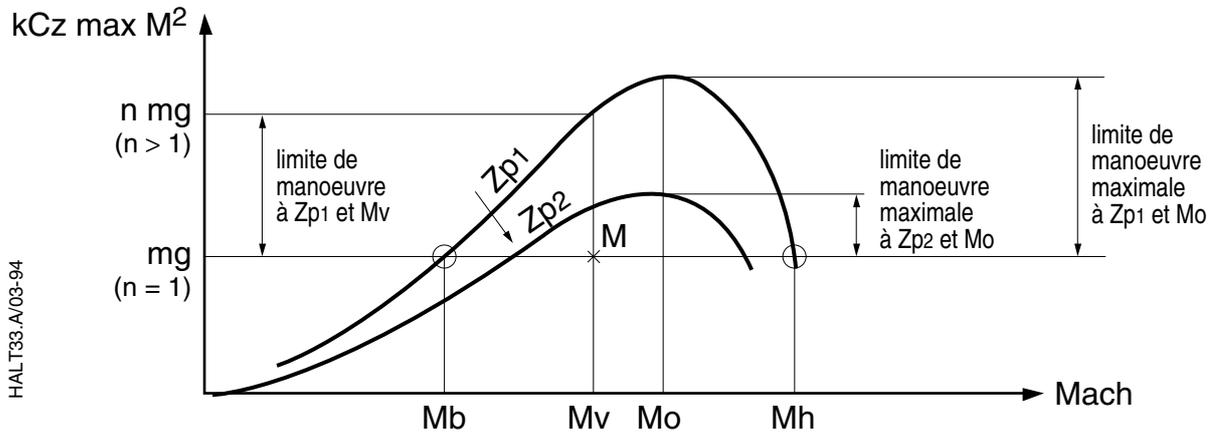
**L'altitude maximale en vol stabilisé sera limitée par le plafond de propulsion qui est toujours inférieur au plafond de sustentation (cf § 2.4.1).**

**2.1.2.Limite de manoeuvre**

La limite de manoeuvre est le **facteur de charge maximal admissible**, à une masse et une altitude donnée, avant l'apparition du buffeting.

C'est une caractéristique planeur de l'avion, indépendante de la motorisation.

Elle est en général associée à notre défense en cas de turbulence. Gardons à l'esprit que cette limite peut tout aussi bien être atteinte en virage.



Le point de fonctionnement étant en M (au poids mg, au Mach Mv, à l'altitude Zp1), une évolution temporaire de l'avion peut augmenter le facteur de charge, dont la limite admissible est celle du buffeting.

Par définition :

$$\text{Limite de manoeuvre à } Mv = \frac{\text{Portance max}}{\text{Poids}} = n_{\text{max}}$$

La limite de manoeuvre varie avec le Mach :

- elle est minimale (n = 1) au Mach de buffeting bas Mb et au Mach de buffeting haut Mh.
- elle est maximale au Mach optimal Mo.

Pour une masse avion donnée, elle décroît quand l'altitude augmente.

On considère qu'une valeur **n = 1.3 avant l'apparition du buffeting est une valeur minimale raisonnable** bien qu'elle ne soit pas réglementaire. En particulier, **en turbulence**, il est recommandé de majorer la limite de manoeuvre et de respecter **n<sub>max</sub> ≥ 1.5**.

**2.1.3.MMO**

Le MMO n'est pas une notion purement aérodynamique. Il dépend des caractéristiques de structure de l'avion et son respect assure des qualités de vol normales.

C'est une donnée certifiée.

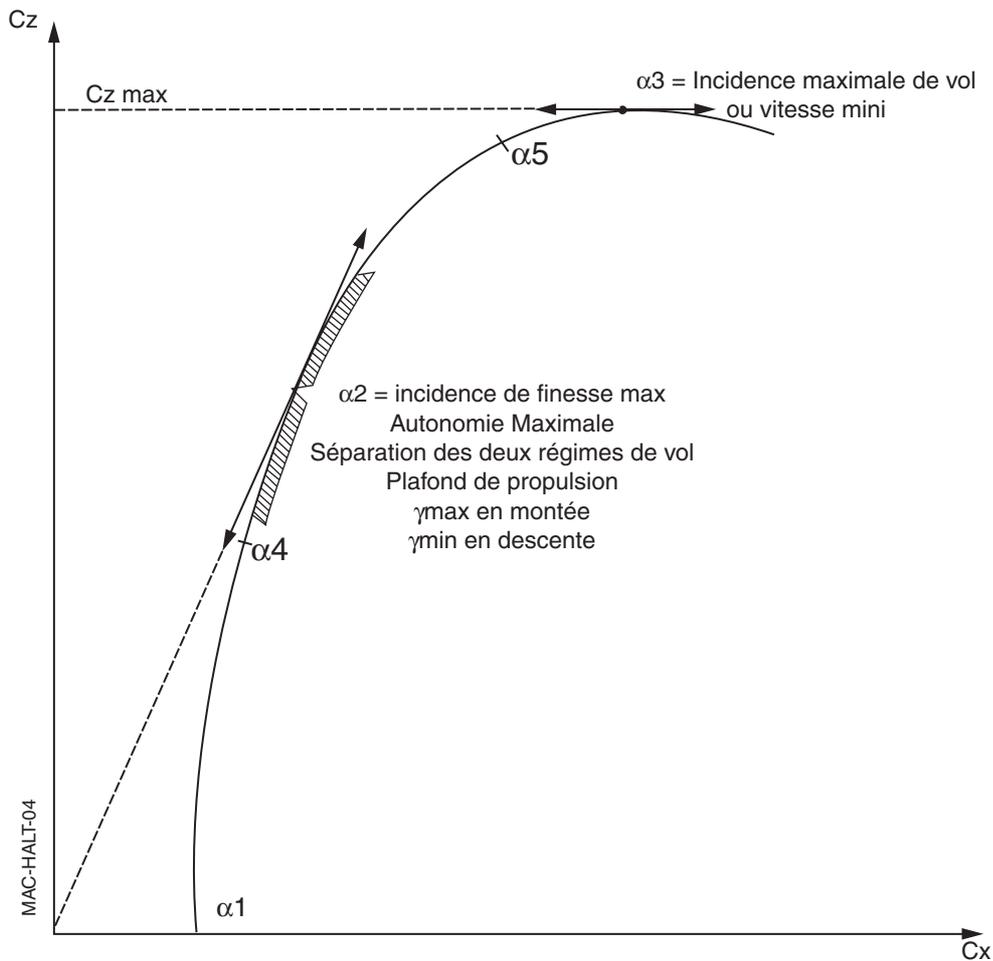
Sur nos avions, sauf les B737, MMO < Mh à toute altitude en vol stabilisé (n = 1).

2.2.EQUATION DE PROPULSION

L'équation de propulsion exprime qu'en palier stabilisé, la traînée est équilibrée par la poussée

POUSSEE = TRAINEE

Le poids de l'avion mg impose une certaine portance, donc un certain Cz auquel correspond un certain Cx donné par la polaire de l'avion :



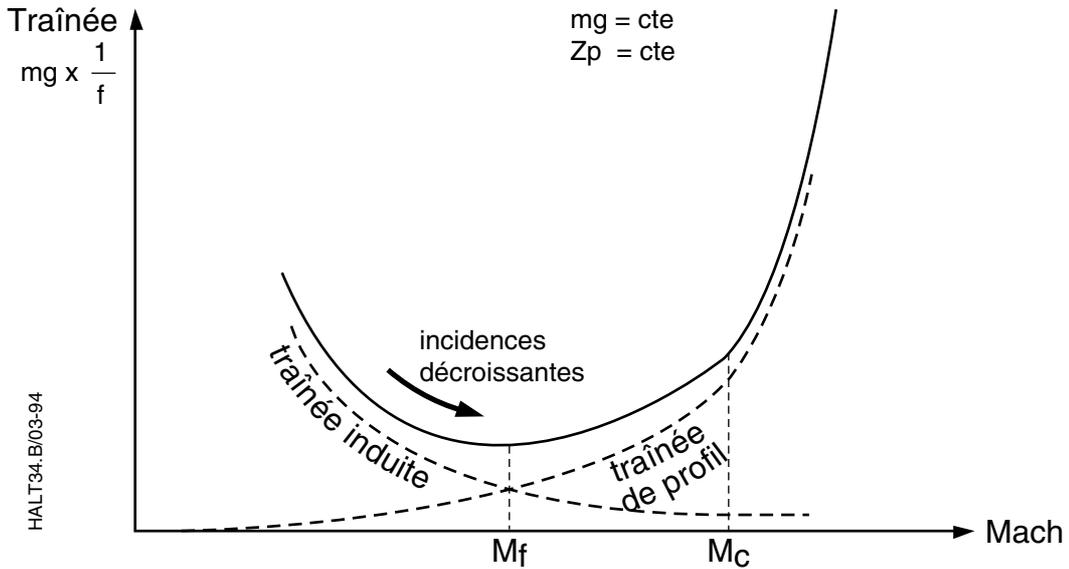
$$\text{poussée nécessaire} = \text{traînée} = mg \times \frac{C_x}{C_z} = mg \times \frac{1}{f}$$

La traînée résulte de la composition des 3 traînées suivantes :

- la traînée induite par la portance qui est prédominante à incidence élevée (aux basses vitesses),
- la traînée de forme (traînée d'onde en supersonique) qui est prédominante à grande vitesse,
- la traînée de frottement (fonction du Mach et du nombre de Reynolds) qui s'ajoute à la traînée de forme.

On appelle généralement traînée de profil la somme de la traînée de forme et de la traînée de frottement.

Pour une masse et une altitude de vol données, avec une portance donnée, la variation de la traînée totale en fonction du Mach est de la forme :



A partir du Mach critique apparaît le premier écoulement local sonique, on entre alors dans la zone dite transsonique, qui s'étend jusqu'à ce que l'écoulement soit entièrement supersonique autour de l'avion, c'est à dire jusqu'à environ Mach 1.2.

Nous n'atteindrons bien évidemment jamais ces valeurs, mais nous nous rapprochons néanmoins fréquemment du Mach critique. Peu après, on atteint le Mach Limite, et l'apparition d'une onde de choc.

A partir de ce point, la traînée de profil croît brusquement et la polaire se dégrade fortement.

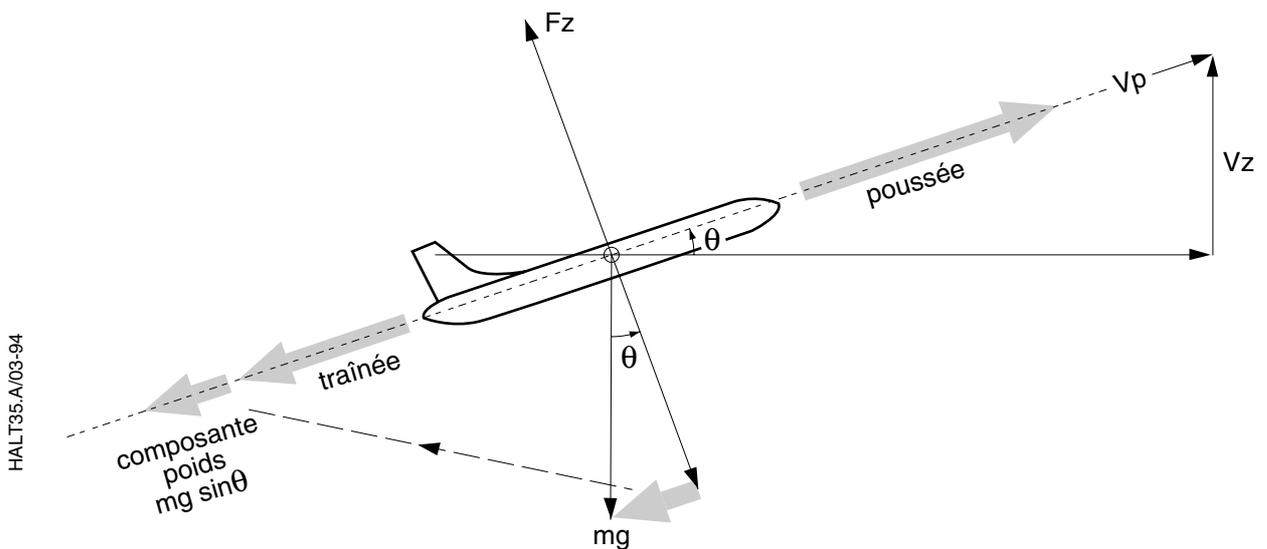
En résumé :

$$\text{Traînée} = \text{Traînée induite} + \text{Traînée de profil}$$

La traînée induite est due à la portance (en fait au tourbillon marginal), elle est de la forme  $Cz^2 / \kappa \pi \lambda$  ( $\lambda$  étant l'allongement de l'aile). On retrouve dans cette formule proposition : Forte incidence ( $Cz$  élevé) => Forte traînée.

La traînée de profil, due au décollement en air visqueux, représente une perte d'énergie beaucoup plus faible que la traînée induite.

En montée stabilisée, il y a lieu d'ajouter la composante poids de l'avion à la traînée dans l'équation de propulsion.



$$\text{poussée} = \text{traînée} + mg \sin \theta$$

$$\text{ou encore : } \text{poussée} = \text{traînée} + mg \frac{Vz}{TAS} \quad (\text{avec } \sin \theta = \frac{Vz}{TAS} )$$

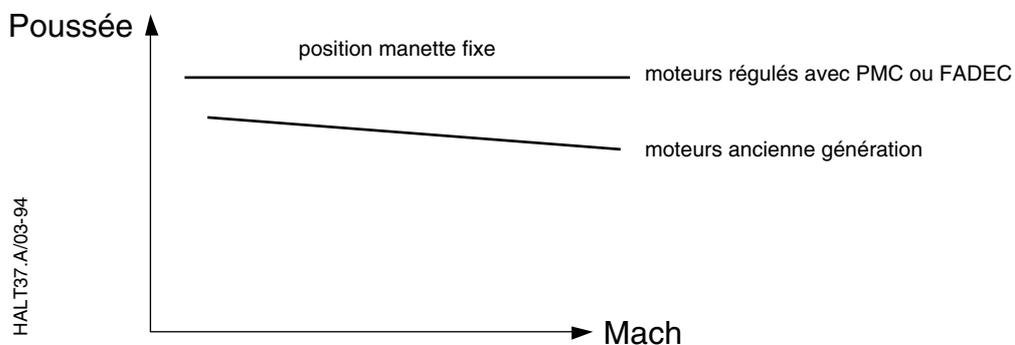
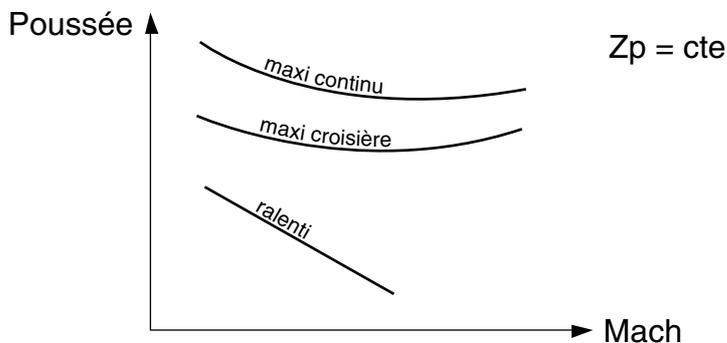
$$\text{soit : } Tu - Tn = mg \frac{Vz}{aM} \quad (\text{avec } a \text{ vitesse du son et } TAS = aM)$$

Equation qui sera utilisée pour l'étude de l'effet d'une descente (cf. § 3.1.3).

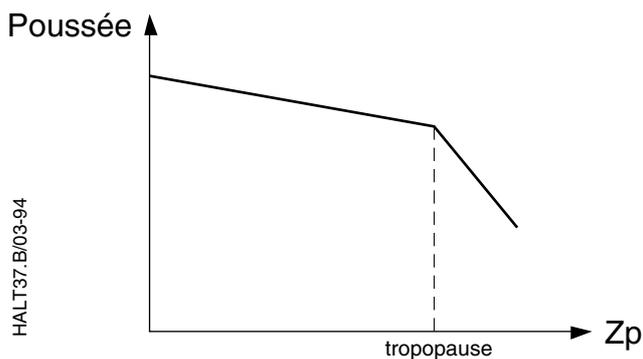
2.3.VARIATION DE LA POUSSEE UTILE

Les courbes de variation de poussée utile sont fournies par les motoristes.

Aux altitudes et Mach de croisière usuels, la poussée disponible est sensiblement constante.



D'autre part on sait que la poussée utile diminue lorsque la température extérieure augmente ou que l'altitude pression augmente et inversement.

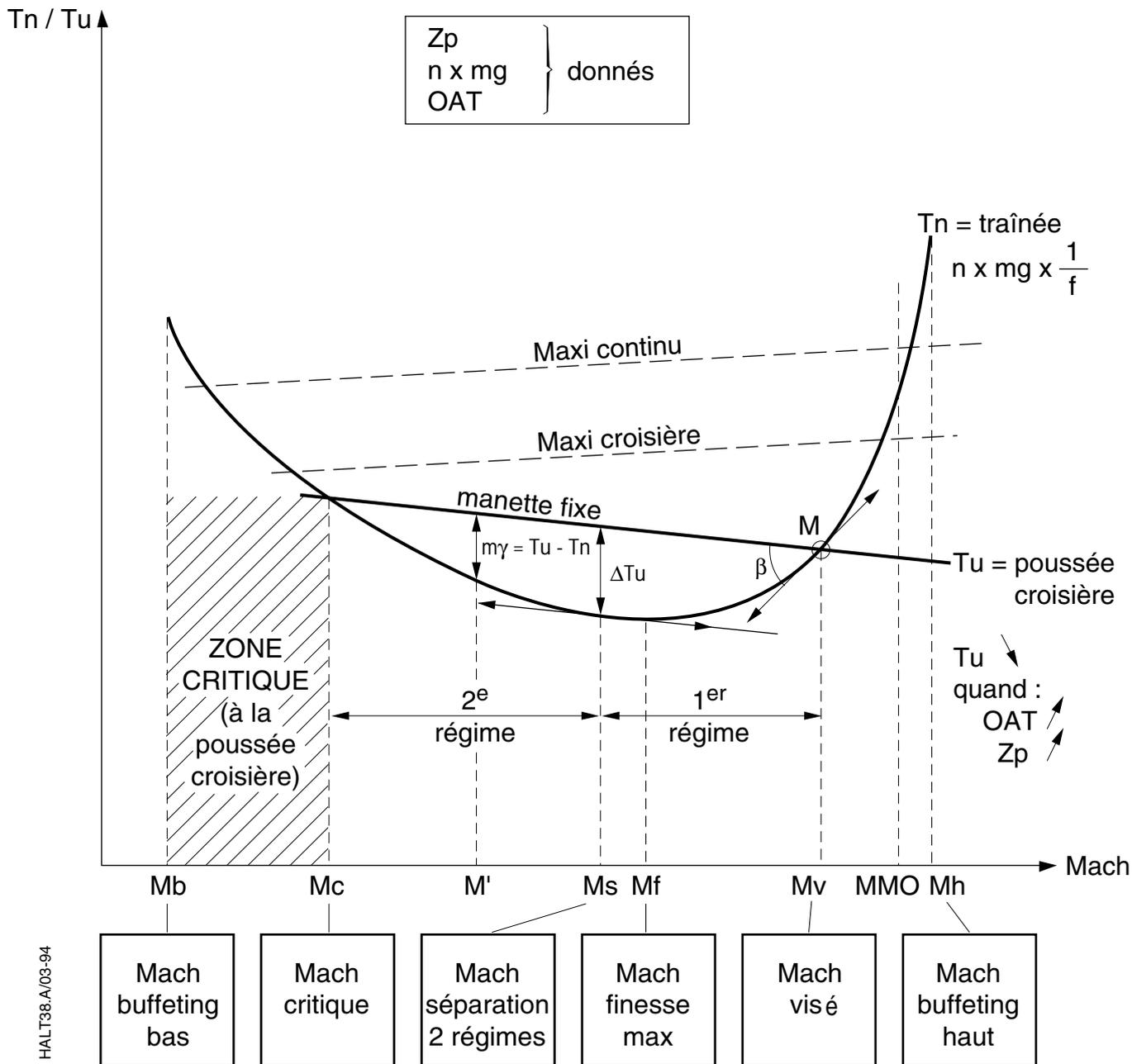


La décroissance de la poussée due à la diminution de la pression statique est plus importante que l'augmentation de poussée due à la diminution de l'OAT.

**Au delà de la tropopause, où l'OAT demeure constante, la décroissance de la poussée avec la diminution de la pression statique est plus rapide, "l'effet température" ne venant plus compenser "l'effet pression".**

2.4.BILAN PROPULSIF

Le diagramme de propulsion, en fonction du Mach, sans auto-manette, peut se représenter ainsi :



HALT38.A/03-94

Le Mach de séparation des deux régimes de vol est en fait très voisin du Mach de finesse max, il dépend de la pente de la courbe en ce point.

Examinons la courbe précédente à la lumière de l'équation de propulsion : Poussée = Traînée.

Cette équation est satisfaite en deux points : elle possède deux solutions.

- Le Mach visé  $M_v$  est le Mach de croisière choisi. C'est la solution **stable** de l'équation de propulsion.

C'est le vol au **1er régime** :

une diminution du Mach provoque un excédent de poussée (et inversement), ce qui ramène le Mach à  $M_v$ .

- Le Mach critique  $M_c$  est la seconde solution **instable** de l'équation de propulsion (ne pas confondre avec le Mach critique en aérodynamique qui correspond à la première apparition d'un écoulement local égal à Mach 1).

C'est le vol au **2ème régime** :

une diminution en Mach provoque un déficit de poussée (et inversement), ce qui éloigne le Mach de  $M_c$ .

- Le second régime n'est pas vraiment dangereux, s'il est surveillé, puisque l'avion dispose toujours d'une réserve de poussée pour revenir vers le domaine stable. Ce qui est dangereux, c'est la queue du 2<sup>ème</sup> régime, où il n'y a plus d'autre défense possible face à une chute de Mach que de descendre.
- Le Mach de séparation des deux régimes  $M_s$  se situe au point de tangence de la courbe de poussée utile disponible à la courbe de poussée nécessaire au vol. Il peut donc être soit légèrement inférieur, soit légèrement supérieur au Mach de finesse max, selon la pente de la courbe de poussée utile au point de tangence.
- La marge de Mach possible en fonctionnement transitoire est  $M_v - M_c$   
Si l'avion atteint le Mach  $M'$  (entre  $M_v$  et  $M_c$ ) il existe une réserve de poussée  $(T_u - T_n) > 0$  qui le ramènera en  $M_v$  avec l'accélération  $\gamma$  :

$$\gamma = \frac{T_u - T_n}{m} > 0$$

- La réserve de poussée maximum  $\Delta T_u$  se situe sensiblement au Mach de finesse max  $M_f$  ( $\gamma$  maxi) ;
- La zone critique se situe entre  $M_c$  et  $M_b$ . Si, en fonctionnement transitoire, le Mach entre dans cette zone, le bilan de poussée  $(T_u - T_n)$  devient négatif et le Mach s'éloigne de  $M_v$  avec la décélération  $\gamma$  :

$$\gamma = \frac{T_u - T_n}{m} < 0$$

et le Mach continue à décroître irréversiblement s'il n'y a pas d'intervention de l'équipage (augmentation de la poussée jusqu'au maxi continu si nécessaire et/ou mise en descente).

- La stabilité du Mach  $M_v$  se résume par l'angle  $\beta$  formé par les 2 tangentes à  $T_u$  et  $T_n$  en  $M$ . Cet angle varie comme la réserve de poussée  $\Delta T_u$ , la marge de Mach possible  $M_v - M_c$ , ou la différence  $M_v - M_f$ , seul paramètre connu en exploitation, qui peut être matérialisée sur l'anémomètre ou lue sur l'écran PFD.

L'examen de ce diagramme permet déjà de faire l'observation importante suivante :

**Si l'altitude augmente  
ou si le facteur de charge augmente  
ou si la température extérieure augmente  
ou si le Mach visé diminue**

**$M_v - M_f$  diminue**

**Ce qui a pour conséquence :**

- **la marge de Mach possible en transitoire diminue**
- **la réserve de poussée diminue**
- **la stabilité du Mach diminue**

L'équation de propulsion permet d'introduire 3 notions :

- le plafond de propulsion,
- l'altitude d'accrochage,
- la marge de manoeuvre en palier.

**2.4.1.Plafond de propulsion**

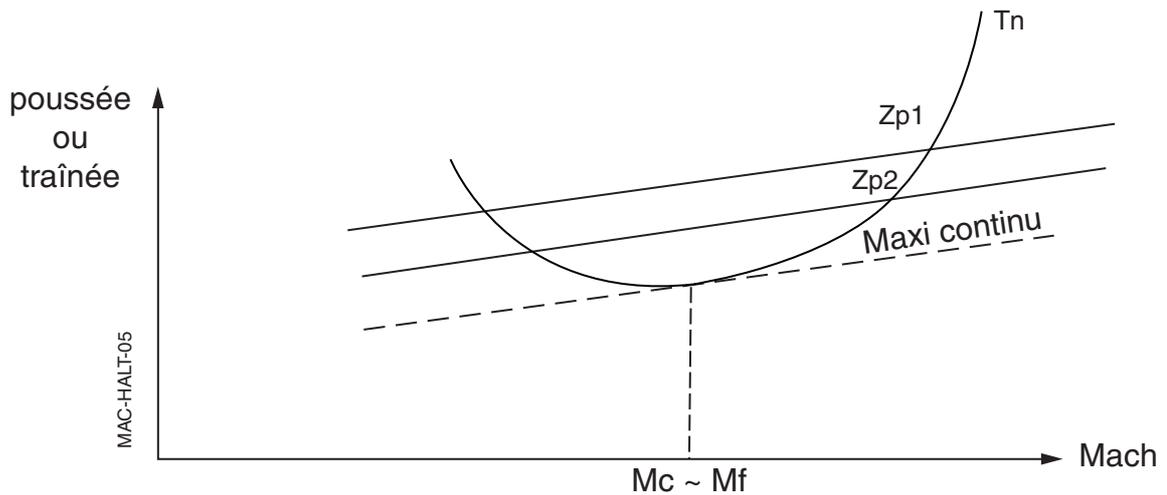
C'est l'altitude maximale que l'on peut atteindre à  $n = 1$ , à la **poussée maxi continu** et au **Mach de finesse maxi  $M_f$** .

Ce plafond ne peut être atteint qu'asymptotiquement (vario nul à la limite). Les courbes  $T_n$  et poussée maxi continu sont tangentes à un Mach  $M_c$  très voisin de  $M_f$ .

Cette situation est essentiellement instable et éphémère.

Ce plafond de propulsion dépend de la masse et de la température. Il augmente si la masse diminue et/ou si la température diminue.

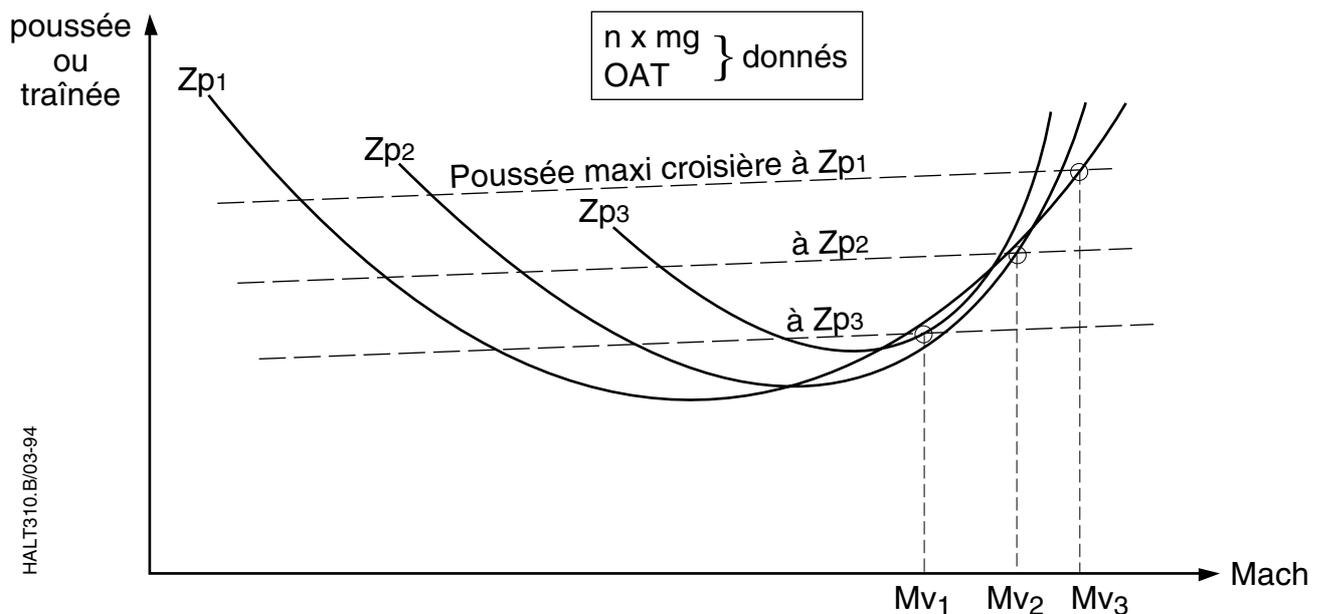
En cas de panne moteur avec un problème d'obstacle, le plafond de propulsion est obtenu à l'altitude haute de rétablissement à l'issue du drift down à la vitesse de finesse max.



Lorsque l'altitude augmente, pour voler à la même incidence, il faut garder la même poussée en augmentant le  $N1$  (ou l'EPR). Si à  $Z_{p2}$ , on est déjà à la poussée MCT (Maxi continu), la poussée diminuera et l'incidence de vol augmentera. Lorsque les courbes  $T_u$  et  $T_n$  sont tangentes, l'avion est à son plafond de propulsion.

**2.4.2.Altitude d'accrochage**

Pour une masse et une température extérieure données, c'est l'altitude plafond pratique obtenue au Mach choisi  $M_v$  avec, en général, la **poussée maxi croisière** ou celle retenue par le calculateur suivant le type avion.



- à  $M_{v1}$ , on accroche à  $Z_{p3}$
- à  $M_{v2} > M_{v1}$  on accroche à  $Z_{p2} < Z_{p3}$
- à  $M_{v3} > M_{v2}$ , on accroche à  $Z_{p1} < Z_{p2}$

L'altitude d'accrochage dépend donc du Mach choisi, de la masse et de la température extérieure. Elle augmente si  $M_v$  diminue (jusqu'à  $M_f$  mini) si la masse diminue ou si la température diminue.

**L'altitude d'accrochage est l'altitude opérationnelle pour laquelle :**

- . la marge de Mach en transitoire  $M_v - M_c$ ,
- . la réserve de poussée,
- . la stabilité du Mach,

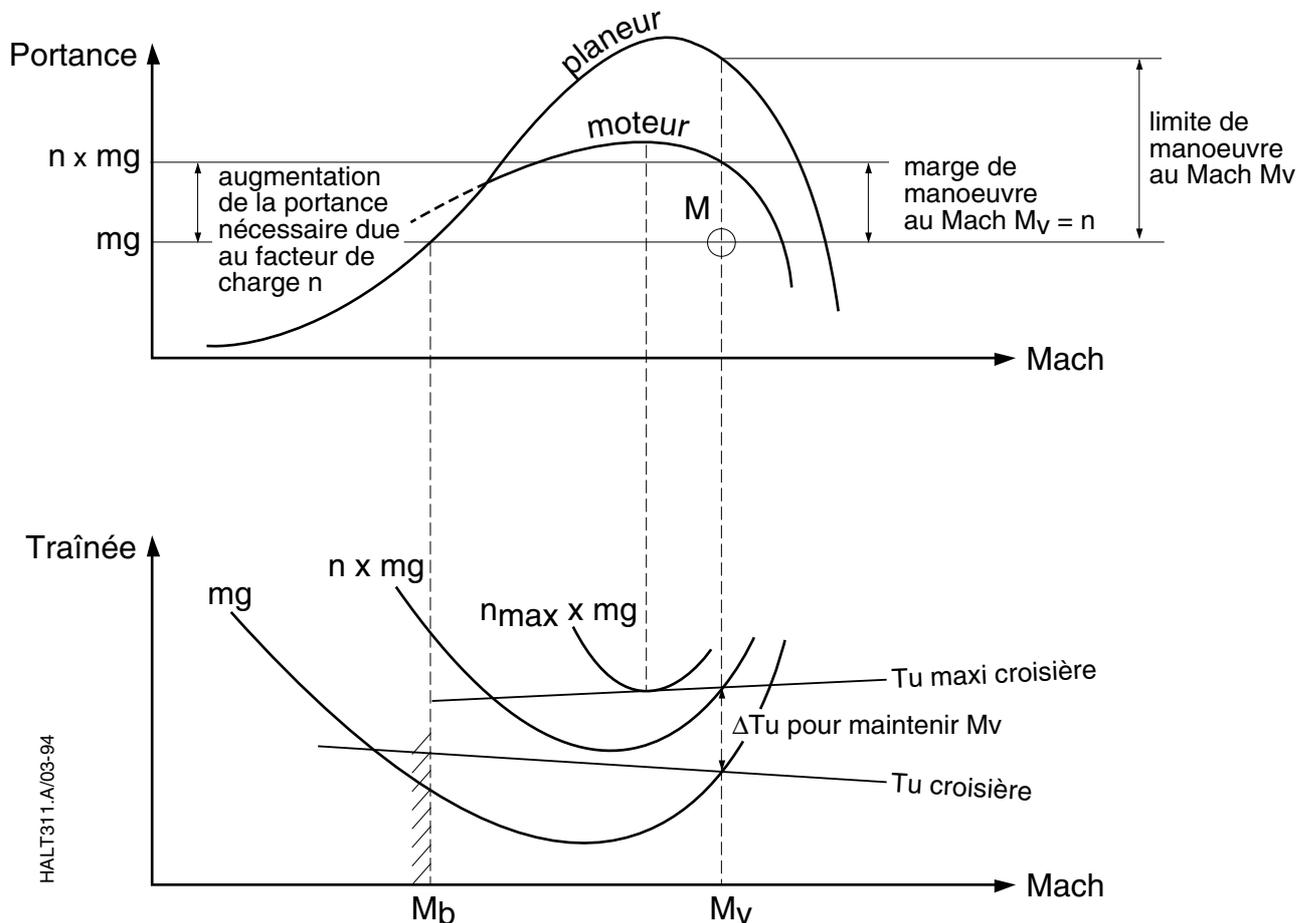
**sont minimales.**

**2.4.3. Marge de manoeuvre en palier**

Le vol étant stabilisé en palier, la marge de manoeuvre représente le **facteur de charge maximal admissible** en virage en palier (donc l'inclinaison maximale) pouvant être obtenu **avec la réserve de poussée disponible** sans que la vitesse ne régresse.

Au delà de ce facteur de charge, la vitesse régressera si on veut maintenir le niveau de vol et, si cette vitesse atteint le Mach critique, il faudra descendre.

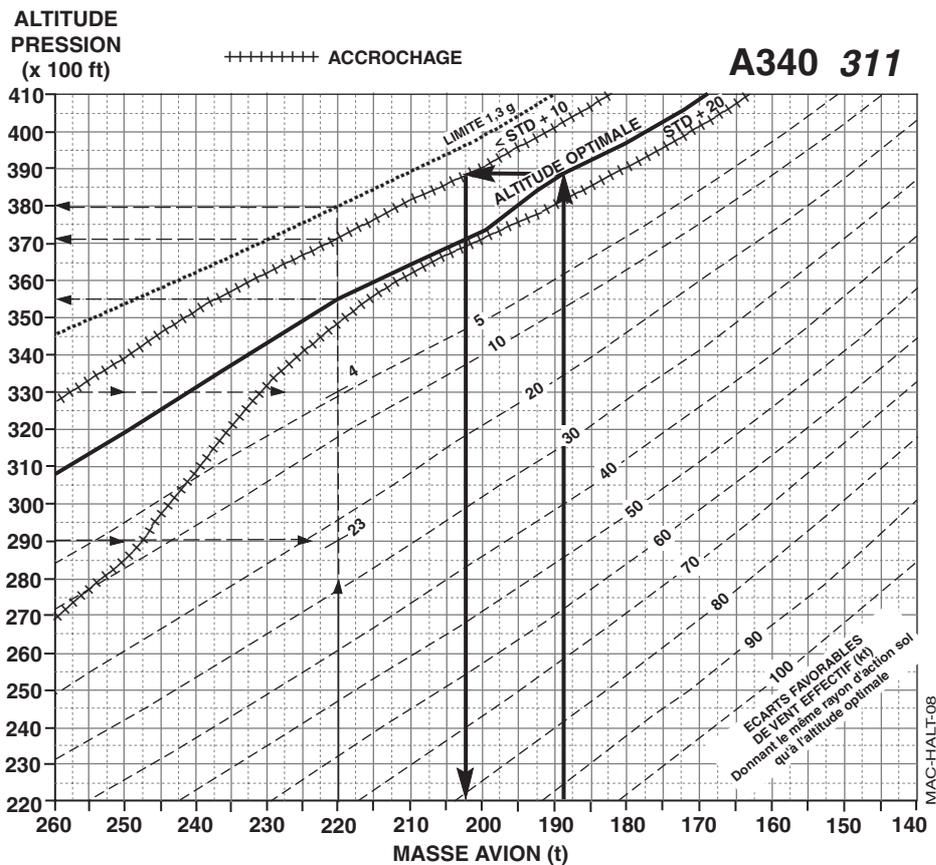
La marge de manoeuvre, fonction de la réserve de poussée disponible, limite le domaine de vol défini par la limite de manoeuvre aérodynamique. Pour une masse donnée, elle diminue donc avec l'altitude et la température.



Au plafond de propulsion (vitesse de finesse max, poussée maxi continu), la marge de manoeuvre est égale à l'unité et aucune évolution n'est possible sans diminution de vitesse ou d'altitude.

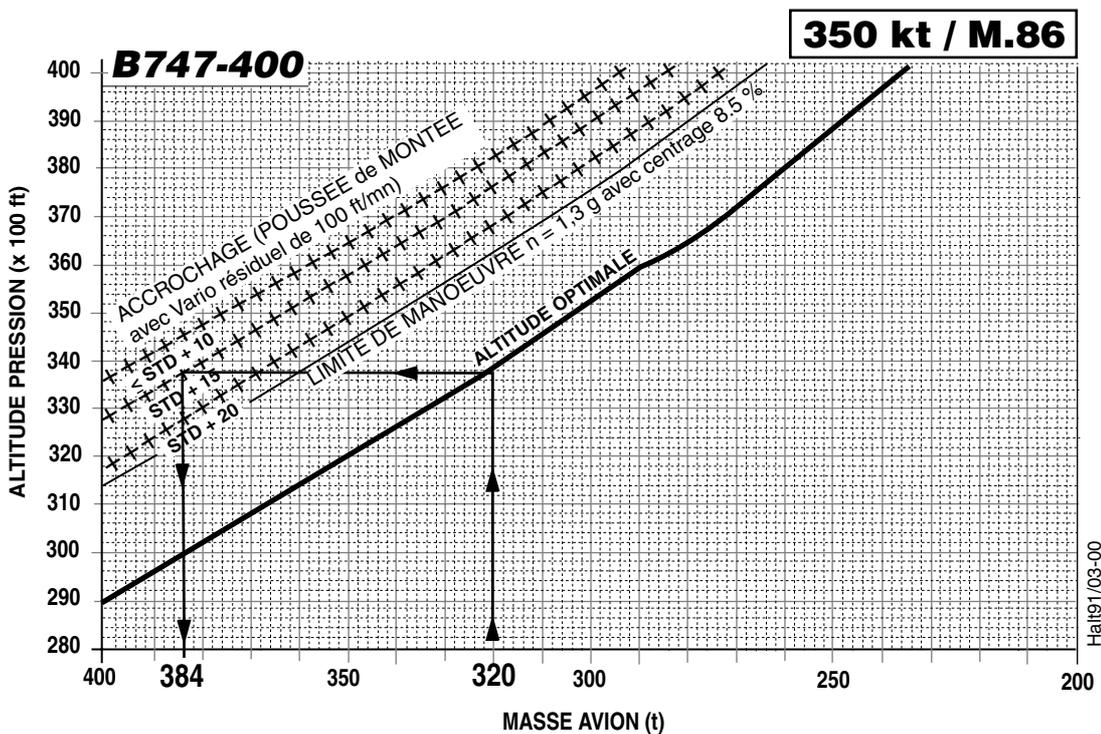
Elle est très réduite à l'altitude d'accrochage pour un Mach de croisière choisi, à la poussée maxi croisière la réserve de poussée se limitant à la différence : maxi continu - maxi croisière.

Détermination de la marge de manoeuvre en croisière



Marge de manoeuvre en palier à STD + 10° (Masse 188 t, altitude optimale) : A quelle masse l'altitude optimale devient-elle égale à l'altitude d'accrochage ? Sur ce schéma : 202 tonnes.

$202/188 = 1,07 \Rightarrow 20^\circ$  d'inclinaison maximum avant de régresser en Mach après affichage de la poussée maxi croisière.



Marge de manoeuvre en palier à STD + 15° C : (320t, altitude optimale)

$384/320 = 1,2 \Rightarrow 35^\circ$  d'inclinaison avant de régresser en Mach après affichage de la poussée maxi montée.

Type avion	Limite de manoeuvre à l'altitude d'ACCROCHAGE : fonction de la différence : plafond sustentation - alt. Accrochage		Marge de manoeuvre à l'altitude OPTIMALE fonction de la réserve de poussée		Risque de buffeting  Surveiller l'altitude
	n	Inclinaison max	n	Inclinaison max	
B737-500	1,2	35°	1,2	35°	
B747-400	1,2	35°	1,2	35°	
B747-200	1,3	40°	1,17	25°	
B777	1,3	40°	1,12	25°	
A320	1,4	45°	1,1	25°	
A340-311	1,3	40°	1,12	25°	
A340-313	1,3	40°	1,10	25°	
A330	1,3	40°	1,12	25°	

2.5.MACH DE CROISIERE ET CONSOMMATION CARBURANT

2.5.1.Mach de maxi range

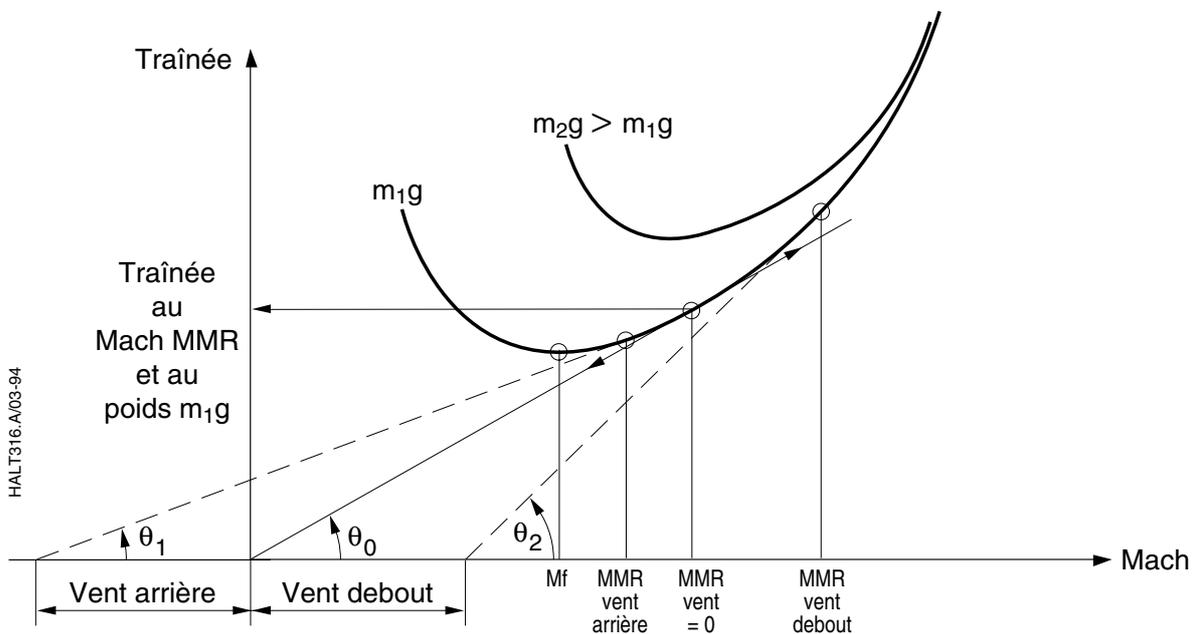
Pour une masse et une altitude données, c'est le Mach procurant le rayon d'action spécifique maximal.

- le Mach de maxi range diminue lorsque la masse diminue
- il est variable avec le vent effectif :
  - . il diminue si le vent effectif favorable augmente
  - . il augmente si le vent effectif favorable diminue.

et inversement.

Pour une masse donnée, on peut faire du Maxi Range (ou du Long Range) à n'importe quelle altitude, et à chacune de ces altitudes, il faudra afficher un Mach bien précis.

Le Mach de maxi range MMR se déduit de la courbe de traînée (poussée nécessaire) vue au § 2.2.



Au point  $M_f$ , l'avion est au point de poussée nécessaire minimale, finesse max, consommation horaire mini.

Au point MMR Vent nul, l'avion est au point de  $T_n / V$  mini. C'est le point de polaire où le rapport  $C_x/\sqrt{C_z}$  est minimal, à une incidence inférieure à l'incidence de finesse max.

Le rayon d'action spécifique est en effet égal au rapport :

$$R_s = \frac{\text{Distance}}{\text{Conso.}} = \frac{\text{Vitesse sol}}{\text{Débit}} = \frac{\text{Vitesse sol}}{C_s \times \text{traînée}}$$

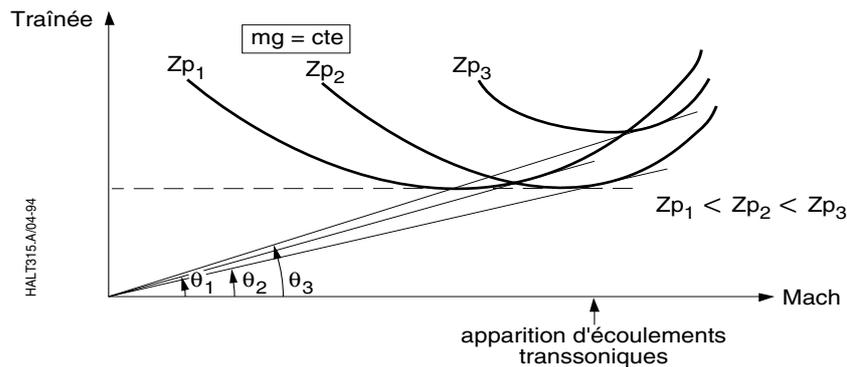
La consommation spécifique  $C_s$  (kg de carburant par daN de poussée) étant pratiquement constante pour un régime de vol donné,  $R_s$  est maximal quand  $\frac{\text{Vitesse sol}}{\text{traînée}}$  est maximal,

c'est à dire quand  $\text{tg } \theta$  est minimale, la vitesse sol se déduisant du Mach, de la température statique et de la vitesse du vent.

La traînée (ou la poussée nécessaire) varie comme le poids et l'inverse de la finesse qui est elle-même fonction de l'incidence et du Mach.

$$\text{traînée} = mg \times \frac{1}{f(M, \alpha)}$$

Le rayon d'action spécifique augmentera donc avec l'altitude et le Mach jusqu'à ce que les phénomènes de compressibilité, d'autant plus importants que le Mach et l'incidence  $\alpha$  sont élevés, dégradent suffisamment la polaire (au-delà de l'altitude optimale, cf § suivant) pour le faire régresser :



### 2.5.2. Mach de Long Range

Par définition, c'est le Mach qui procure un rayon d'action spécifique inférieur de 1 % à celui du Mach de Maxi Range. Il est sensiblement supérieur au Mach de Maxi Range.

### 2.5.3. Altitude optimale

Pour un Mach donné, c'est l'altitude procurant le rayon d'action spécifique maximal

- l'altitude optimale augmente quand la masse diminue de telle manière que le rapport :

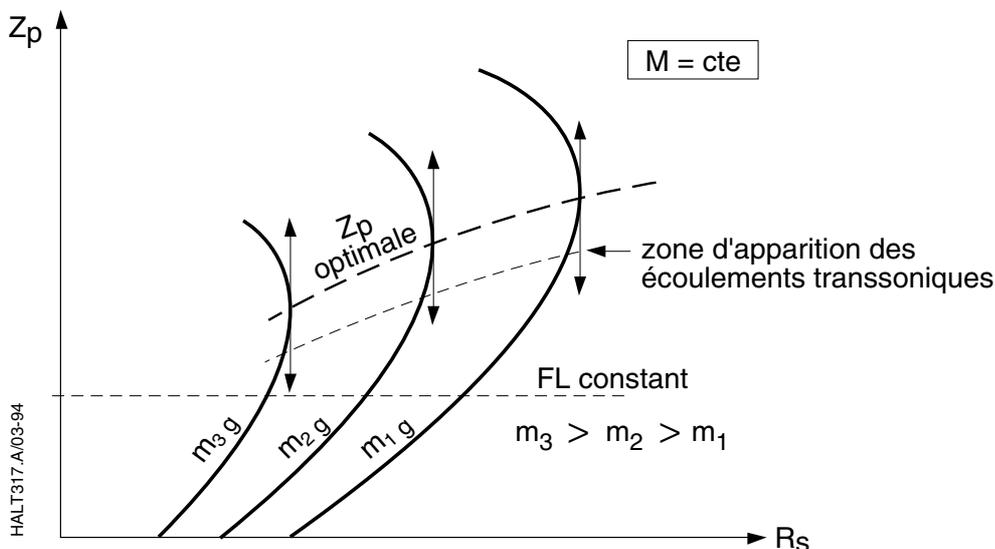
$$\frac{mg}{Ps} = KCz M^2 \text{ reste sensiblement constant}$$

- elle est pratiquement indépendante de la température puisque :

$$R_s = \frac{TAS}{C_s \times \text{Traînée}}$$

En effet, lorsque la température augmente, la TAS et la consommation spécifique augmentant dans les mêmes proportions, et  $R_s$  demeure sensiblement constant.

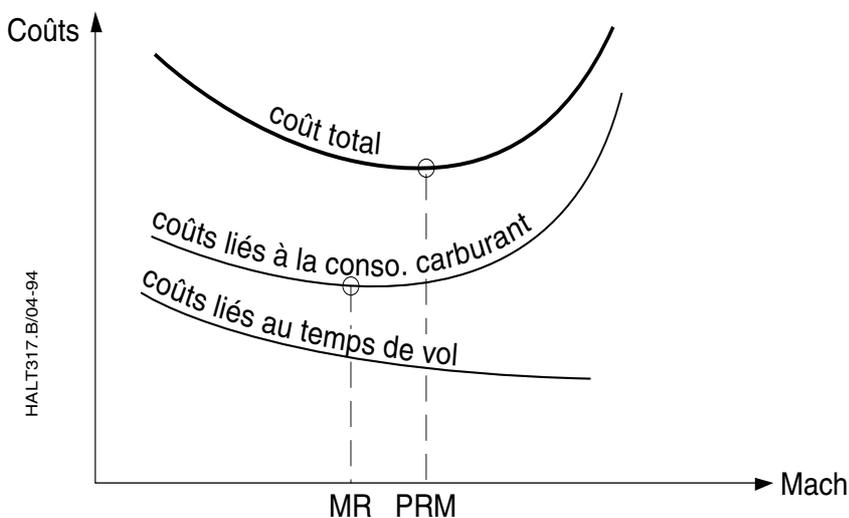
On peut représenter la variation de l'altitude optimale pour un Mach donné et différentes masses avion :



On peut remarquer que le gain de  $R_s$  pour un delta de masse donné (délestage) est beaucoup plus important à l'altitude optimale qu'à un niveau de vol constant d'où l'intérêt de voler à l'altitude optimale.

**2.5.4. Mach PRM (prix de revient minimal)**

C'est le Mach économique de croisière optimisant le coût de l'étape en considérant le coût du carburant et le coût marginal de l'heure de vol.



Cette vitesse optimale est déterminée par le FMS en mode ECON à partir du "Cost index" (CI) calculé par Air France et qui est égal au ratio :

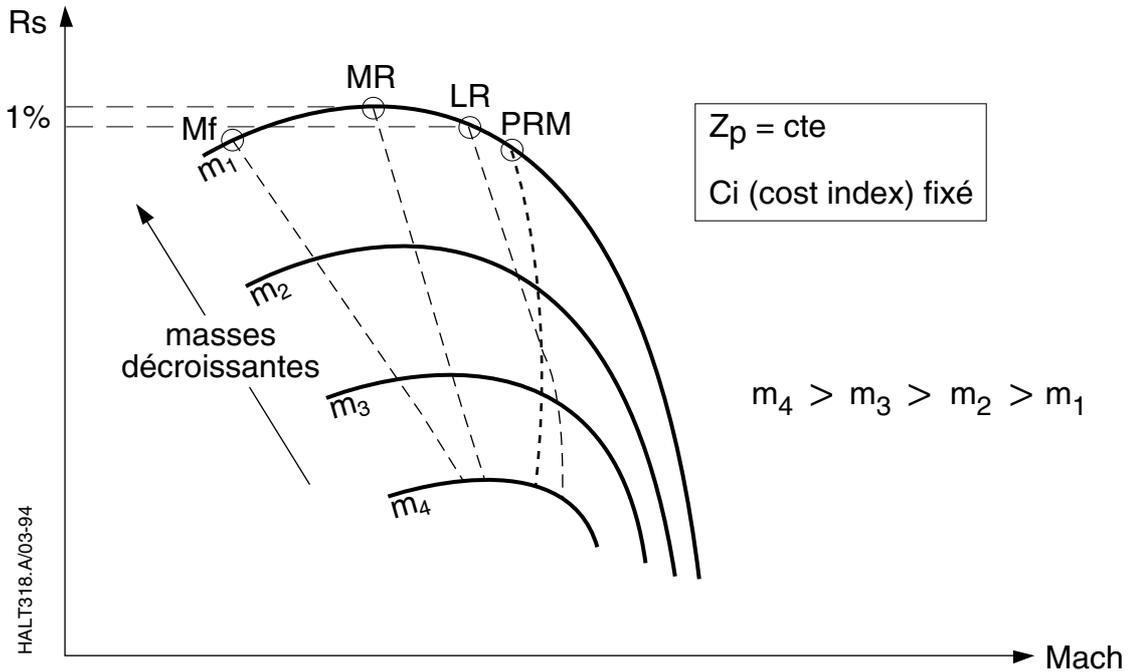
$$\frac{\text{Coût marginal de l'unité de temps de vol}}{\text{Coût de l'unité de masse du carburant}}$$

En d'autres termes, le cost index représente :

- 1- pour les avions **américains** : le coût marginal d'une **heure de vol** exprimé en **centaines de livres** de carburant,
- 2- pour les avions **européens** : le coût marginal d'une **minute de vol** exprimé en **kg** de carburant.

On peut représenter la variation du  $R_s$  pour différentes masses, à une altitude donnée, au Mach  $M_f$ , MR, LR et PRM (correspondant à un CI moyen).

On constate que l'écart entre ces Mach est faible, au début du vol, à masse élevée et qu'il augmente avec le délestage.

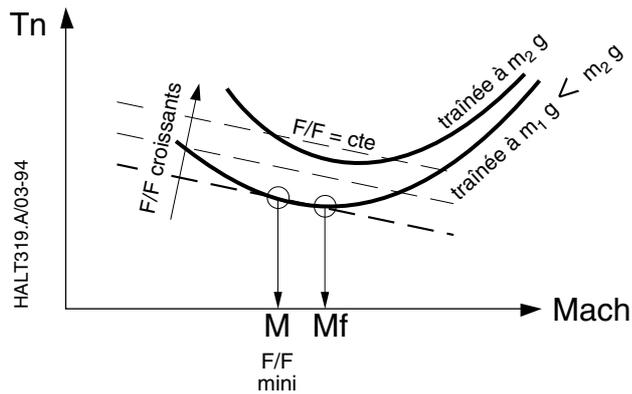


**2.5.5. Mach d'endurance maximale**

Pour une altitude donnée, c'est le Mach auquel la consommation horaire est minimale.

Il correspond au Mach de fuel flow minimal qui est légèrement inférieur ou égal au Mach de finesse maximale.

Le Mach de  $F/F$  mini ne correspond pas exactement au Mach de traînée mini  $M_f$ , car à poussée nécessaire (traînée) sensiblement constante, la consommation spécifique, donc le  $F/F$  qui est égal à consommation spécifique x  $T_n$ , augmente avec le Mach.



Quelques valeurs intéressantes sur les appareils de notre flotte :

	Mach PRM	Mach de Finesse max	
	Altitude optimale	Altitude accrochage (1) (T standard)	Altitude optimale (2)
B747/400	0,85	0,82	0,80
B747/200	0,84	0,825	0,795
B777	0,84	0,82	0,79
B737/500	0,74	0,72	0,69
A340	0,82	0,81 (3)	0,77 (3)
A330	0,82	0,81 (3)	0,77 (3)
A320	0,78	0,74 (3)	0,71 (3)

(1) Ce Mach permet de tenir le niveau de vol choisi en cas d'augmentation de la température par exemple en utilisant la poussée maxi croisière ou maxi montée suivant le type avion.

(2) On peut réduire jusqu'à ce mach en cas d'attente linéaire par exemple.

(3) Vitesse "green dot" supérieure à la vitesse de finesse max à haute altitude.

Ces valeurs de Mach figurent sur les abaques "Conduite du vol optimisée" des manuels TU.

### 3. CAUSES DE DESTABILISATION

La croisière est stabilisée au Mach et au niveau choisi.

Le Pilote Automatique est engagé. Les moteurs et tous les systèmes fonctionnent correctement.

Que peut-il se passer pour que l'avion se retrouve dans une situation critique ?

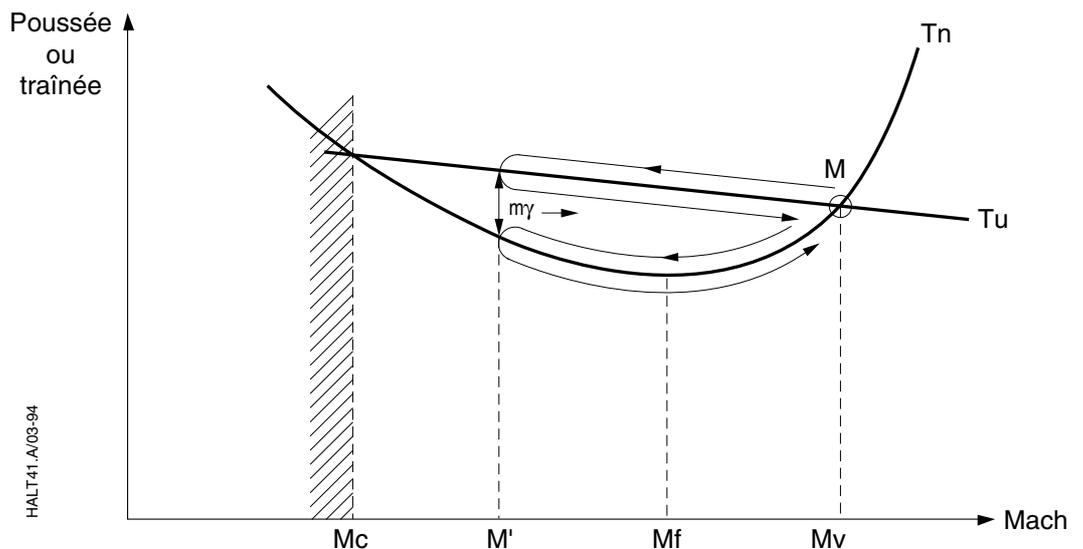
Nous allons examiner les causes initiales possibles en considérant le cas d'un avion **sans auto-manette** ou avec l'auto-manette débrayée.

Ces causes peuvent être :

- subies : modification de l'environnement : gradient de vent, vent vertical, variation de température.
- provoquées : évolutions en virage

#### 3.1. ENVIRONNEMENT

##### 3.1.1. Gradient de vent défavorable



Si l'avion subit un gradient de vent défavorable (diminution du vent debout ou augmentation du vent arrière), il tend à maintenir la vitesse sol par inertie, et c'est la Vv (TAS), donc le Mach, qui diminue. C'est un phénomène transitoire.

- Si le Mach atteint  $M' > M_c$  : l'avion dispose d'une réserve de poussée  $m \gamma$  qui lui fait retrouver l'état d'équilibre initial.
- Si le Mach atteint  $M' < M_c$  : l'avion entre directement dans la zone critique.

Le risque est d'autant plus grand que :

- la marge de Mach  $M_v - M_c$  est faible,
- l'on est proche de l'accrochage, donc que la réserve de poussée est faible.

**Plus l'altitude est proche de l'altitude d'accrochage, plus le risque de déstabilisation causé par un gradient de vent est élevé.**

A titre d'exemple :

B.747-200 à l'altitude d'accrochage

$M_v = 0,84$      $M_f = 0,825$

Un gradient de  $3 \text{ kt.s}^{-2}$  pendant 10 secondes suffit à placer l'avion dans la zone critique. Ce gradient est important mais possible.

Ce cas de figure peut se rencontrer à l'entrée ou à la sortie d'un jet.

### 3.1.2. Gradient de vent favorable

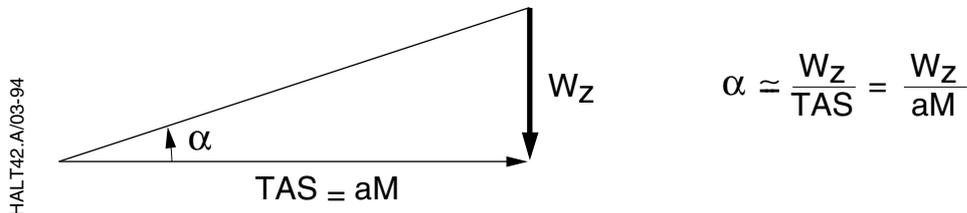
Inversement, le gradient de vent favorable provoque une augmentation du Mach transitoire, ce qui ne présente pas de risque si ce n'est celui d'atteindre MMO.

Mais le gradient de vent favorable peut avoir un effet pervers en incitant l'équipage à réduire la poussée et à placer ainsi l'avion dans une situation critique lorsque le gradient cessera ou encore plus critique en cas de pénétration dans le gradient de vent défavorable qui peut suivre.

Ce raisonnement est d'ailleurs tout aussi valable, et peut être même plus critique encore, au cours d'une approche.

### 3.1.3. Descendance

Si l'avion pénètre dans une zone où le vent a une composante verticale  $W_z$  descendante, le Pilote Automatique va réagir et afficher un complément d'assiette  $\alpha$ , pour maintenir l'altitude.



La poussée  $T_u$  ne varie pas, mais la poussée nécessaire augmente (l'avion est en montée air) et il faut ajouter la composante poids à la traînée.  $T_n$  vient en  $T_n'$  tel que :

$$T_n' = T_n + mg \cdot \sin \alpha \text{ (avec ici } \sin \alpha \cong$$

$$T_n' = T_n + \frac{mg W_z}{aM}$$

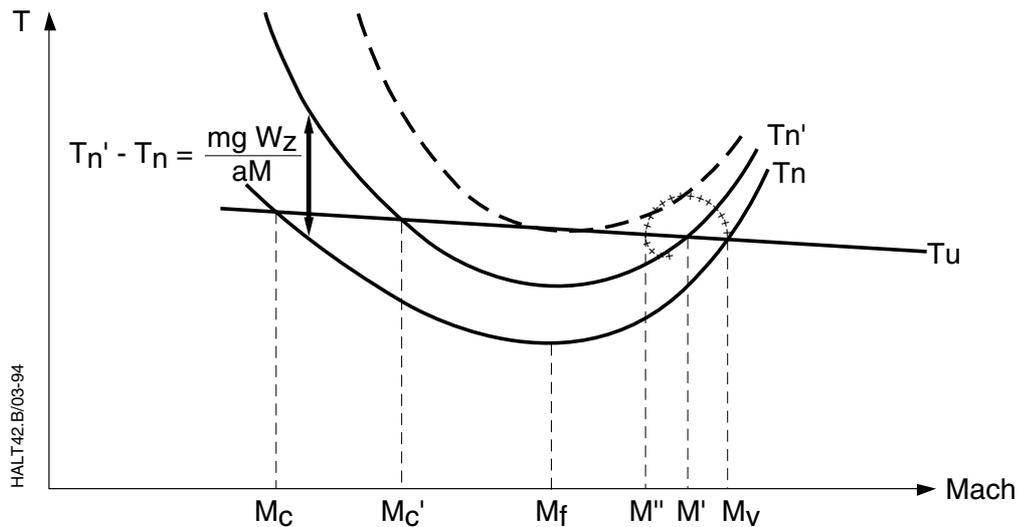
Une petite remarque en passant : en montée air sur une pente  $\phi$ , la poussée nécessaire augmente, mais la portance diminue.

En effet, en montée :

$$n = \cos \Phi = \frac{\text{portance}}{\text{poids}}$$

ce qui implique :

$$\text{portance} = \text{poids} \cdot \cos \Phi$$



- Si la courbe  $T_{n'}$  coupe  $T_u$ , il y aura une nouvelle position d'équilibre en  $M'$  et l'avion viendra se stabiliser au Mach  $M'$  inférieur à  $M_v$ .  
 Mais la marge de Mach possible en transitoire et la réserve de poussée  $\Delta T_u$  auront diminué.  
 Pendant la phase transitoire, le point représentatif de  $T_{n'}$  suivra un trajet (représenté en pointillés) qui dépend :
  - . de l'inertie de l'avion,
  - . du temps de réponse du Pilote Automatique,
  - . du temps d'établissement de  $W_z$ ,
 et le Mach pourra descendre jusqu'à  $M''$  inférieur à  $M'$ .  
 Si  $M'' < M_c'$ , l'avion entre dans la zone critique.
- Si la courbe  $T_{n'}$  ne coupe pas  $T_u$ , l'avion entre immédiatement dans la zone critique et la chute de Mach est irréversible s'il n'y a pas intervention de l'équipage.  
 Ceci se produit si l'augmentation de traînée (égale à la composante poids :  $mg \cdot \sin \alpha \cong mg \cdot \alpha$ ) est supérieure à la réserve de poussée à  $M_f$ .

$$\frac{mg W_z}{a M_f} > \Delta T_u$$

c'est-à-dire pour une descentance telle que :

$$W_z > \frac{a \Delta T_u}{mg} M_f$$

A titre d'exemple :

**B.747-200 à l'altitude d'accrochage :**

$m = 310 \text{ t}$      $FL 360$      $EPR \text{ maxi croisière}$

$M_v = 0,84$      $M_f = 0,82$      $a = 590 \text{ kt}$

$\Delta T_u \cong 500 \text{ daN}$

Une descentance de  $W_z = 1,5 \text{ kt}$  (équivalent à une montée de 150ft/mn) suffit à faire entrer l'avion dans la zone critique.

**Plus l'altitude est proche de l'altitude d'accrochage, plus le risque de déstabilisation causé par une descentance est élevé.**

Ce cas de figure peut se rencontrer aux abords d'un cumulonimbus à fort développement vertical, avant de franchir une ligne de grains ou à la sortie d'une ligne de grains.

### 3.1.4. Ascendance

La pénétration dans une ascendance est un phénomène favorable. Le PA réagit pour maintenir le palier, c'est-à-dire une descente air et le Mach augmente.

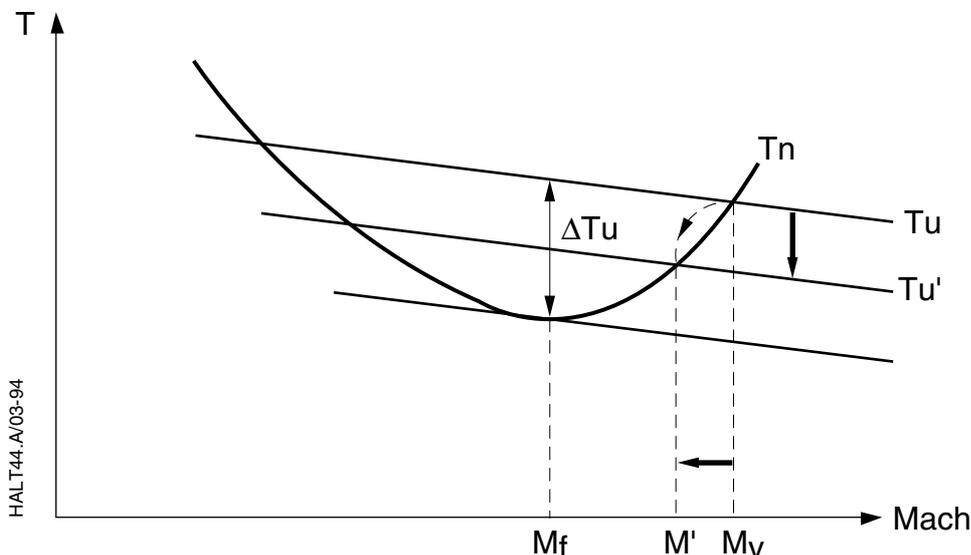
Comme pour le gradient favorable, l'équipage est incité à réduire la poussée et place ainsi l'avion dans une situation critique lorsque l'ascendance cessera ou encore plus critique lorsqu'il pénétrera dans la descentance qui suit.

C'est ce qui peut se passer si l'on traverse une ligne de grains ou un phénomène d'ondes.

### 3.1.5.Élévation de température

Si la température de l'atmosphère s'élève, la poussée nécessaire (traînée) ne varie pas, mais la poussée  $T_u$  diminue dans la proportion moyenne de 1 % pour 2°C.

A la nouvelle température,  $T_u$  viendra en  $T_u'$ .



- Si la courbe  $T_u'$  coupe  $T_n$ , l'avion viendra se stabiliser au nouveau Mach  $M'$ , inférieur à  $M_v$ . Pendant la phase transitoire, le point représentatif suit le trajet en pointillés, mais dans ce cas le Mach reste toujours supérieur à  $M'$ . A noter que si le gradient de température est élevé,  $T_u$  diminue rapidement. La TAS diminuant plus lentement (inertie de l'avion) on a, en transitoire, une diminution supplémentaire du Mach ( $TAS = 39M \cdot \sqrt{SAT + 27}$ ) qui cessera lorsque la nouvelle TAS correspondra au nouveau niveau de poussée  $T_u'$ . Si la poussée était maintenue constante,  $M$  régresserait ( $TAS = Cte$  momentanément, inertie avion) puis retrouverait sa valeur normale parallèlement à l'augmentation de TAS correspondant à la nouvelle température.
- Si la courbe  $T_u'$  ne coupe pas  $T_n$ , l'avion entre immédiatement dans la zone critique et la chute de Mach est irréversible s'il n'y a pas intervention de l'équipage.

Cela se produit si :

$$T_u - T_u' > \Delta T_u$$

c'est-à-dire pour une élévation de température telle que :

$$\Delta \theta > \frac{\Delta T_u}{0,005 \times T_u}$$

A titre d'exemple :

B.747-200 à l'altitude d'accrochage

$m = 310$  t FL 330 température standard

$M_v = 0,84$   $M_f = 0,82$

$T_u = 17\,500$  daN

$\Delta T_u \cong 900$  daN

$\Delta \theta \cong 10^\circ\text{C}$

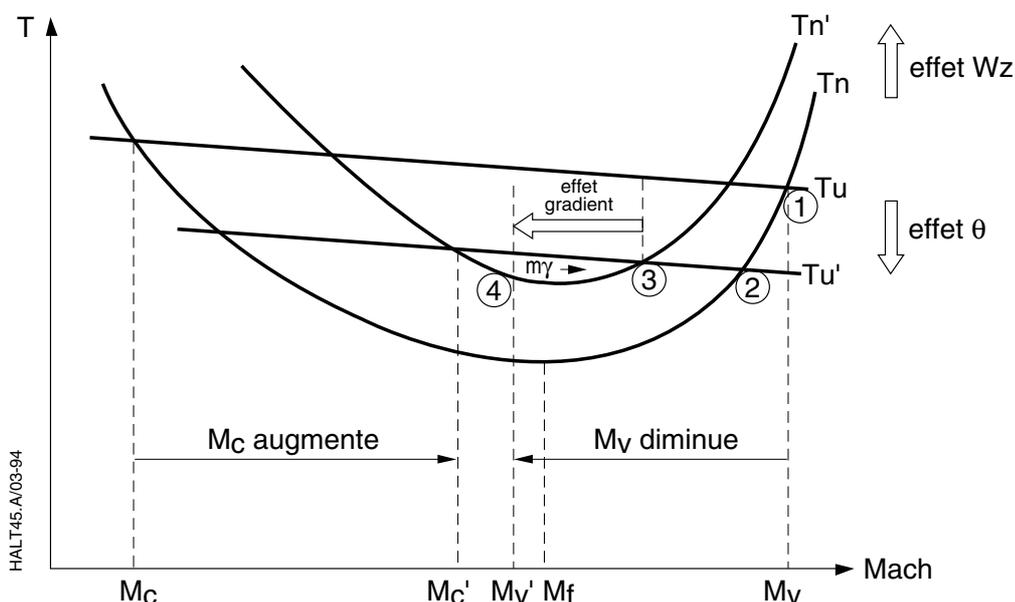
Une élévation de température de 10°C suffit à faire entrer l'avion dans la zone critique.

Ce cas de figure peut se rencontrer à la traversée d'une ondulation de la tropopause ou à l'entrée dans une nouvelle masse d'air.

**Plus l'altitude est proche de l'altitude d'accrochage, plus le risque de déstabilisation causé par une élévation de température est élevé.**

### 3.1.6. Causes simultanées

On peut rencontrer dans une situation météorologique 2 ou 3 des causes citées. Dans ce cas les effets s'ajoutent.



- $\theta$  la poussée utile diminue :  $T_u(1) \rightarrow T_u(2)$
- au cours d'une descente, la poussée nécessaire augmente :  $T_n \rightarrow T_n'$  (effet  $W_z$ )
- gradient défavorable, le Mach diminue :  $T_n' = T_u'$  (équilibre) (3)  $T_u' - T_n' = m\gamma$  (4)

**Si les causes de stabilisation sont simultanées, les effets se cumulent.**

#### Exemple :

B.747-200  $m = 270$  t **Altitude optimale** = FL 350

EPR = 1,41  $M_v = 0,84$   $M_f = 0,80$

La déstabilisation est effective si l'on a à la fois :

- une descente de 2 kt
- un gradient de vent défavorable de 2 kt/s pendant 3 sec.
- une élévation de température de 4°C

A noter qu'en croisière stabilisée, par temps calme, le Pilote Automatique réglant l'assiette pour maintenir l'altitude, le trim ne fonctionne pas ou fonctionne rarement et par petites impulsions.

Sur certains avions, le déroulement du trim est audible.

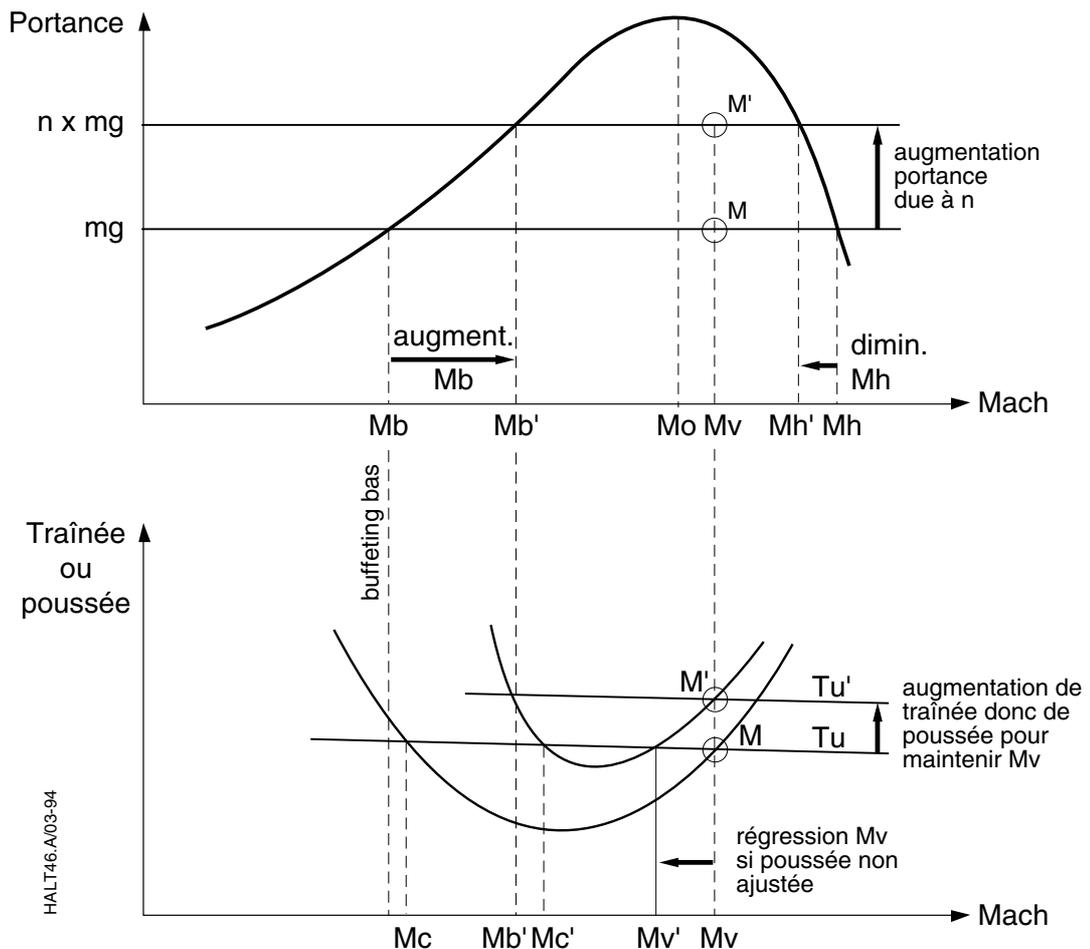
Un déroulement prolongé du trim, répétitif ou continu, doit être considéré par l'équipage comme un signal d'alarme.

### 3.2. MANOEUVRE

Une manoeuvre de l'avion dans le plan horizontal aura pour conséquence l'apparition d'un facteur de charge  $n$ , d'où une augmentation de la portance :  $mg \times n$

L'évolution de l'avion sera soumise à 2 effets :

- un effet lié à l'augmentation de la portance (1ère équation) par augmentation du Mach de buffeting bas et diminution du Mach de buffeting haut : le domaine de vol diminue (cf. § 2.1).
- un effet lié à la propulsion (2ème équation) par augmentation de la poussée nécessaire due à l'augmentation de la traînée : si la poussée n'est pas ajustée, le Mach diminue (cf. § 2.4.3).



Dans ces conditions, une pénétration dans la zone critique, pour une cause d'environnement par exemple, déjà favorisée par la diminution du Mach, devient plus dangereuse du fait de l'augmentation de  $Mb$ .

Lorsque la limite de manoeuvre est atteinte,  $Mb'$  et  $Mv'$  se rejoignent :

- Il y a buffeting bas si  $Mv' < Mo$ .
- Il y a buffeting haut si  $Mv' > Mo$ .

On peut rappeler que la limite de manoeuvre varie avec le Mach et qu'elle est maximale au Mach optimal  $Mo$  (lequel est indépendant de l'altitude).

La limite de manoeuvre dans les conditions opérationnelles les plus critiques, c'est à dire à l'altitude d'accrochage, est intéressante à connaître.

Elle reflète alors la différence entre le plafond de sustentation et l'altitude d'accrochage.

### 3.3. TECHNIQUE

Les causes de déstabilisation d'ordre technique influent :

- soit sur la poussée  $Tu$ , qui n'a donc pas la valeur souhaitée :
  - . erreur d'affichage de la poussée
  - . chute des performances d'un moteur

Les conséquences sont alors identiques à celles d'une élévation de température.

- soit sur la traînée  $Tn$  qui se dégrade :
  - . dommage à la structure ou au revêtement
  - . perte d'un élément
  - . fonctionnement intempestif de panneaux mobiles
  - . etc....

Les conséquences sont alors identiques à celles d'une pénétration dans une descendance.

### 3.4.LA TURBULENCE

Toutes les causes citées sont indépendantes et en cas d'occurrence simultanée les effets se cumulent.

Citons le cas particulier de la turbulence.

La turbulence peut être considérée comme une succession de gradients positifs et négatifs et/ou de flux ascendants et descendants de l'atmosphère à une fréquence telle que l'avion évolue constamment en transitoire.

Dans le cas de forte turbulence à haute altitude, le Mach peut atteindre transitoirement une valeur inférieure au Mach critique, mais il se rétablira immédiatement par le gradient inverse. Il y a très peu de risque de déstabilisation. Par contre, les évolutions du facteur de charge, si elles dépassent la limite de manoeuvre, feront pénétrer l'avion, même brièvement, dans la zone du buffeting. Outre l'inconfort supplémentaire dû à ce phénomène, une telle turbulence, prolongée, est dommageable pour la structure. La meilleure solution, dans ce cas, est de descendre pour augmenter la marge.

Lorsque la traversée d'une zone de forte turbulence ne peut être évitée, la meilleure solution consiste à adopter la **vitesse recommandée en atmosphère turbulente** qui figure dans les manuels d'utilisation.

Cette vitesse recommandée constitue en effet :

- une vitesse suffisante assurant une bonne protection contre le risque de buffeting avec une limite de manoeuvre de 1.5 jusqu'à l'altitude optimale.
- une vitesse limitée procurant une marge acceptable par rapport aux limites structurales lors des variations rapides de facteur de charge.

## 4. REMEDES

### 4.1.GESTION MANUELLE DE LA POUSSEE

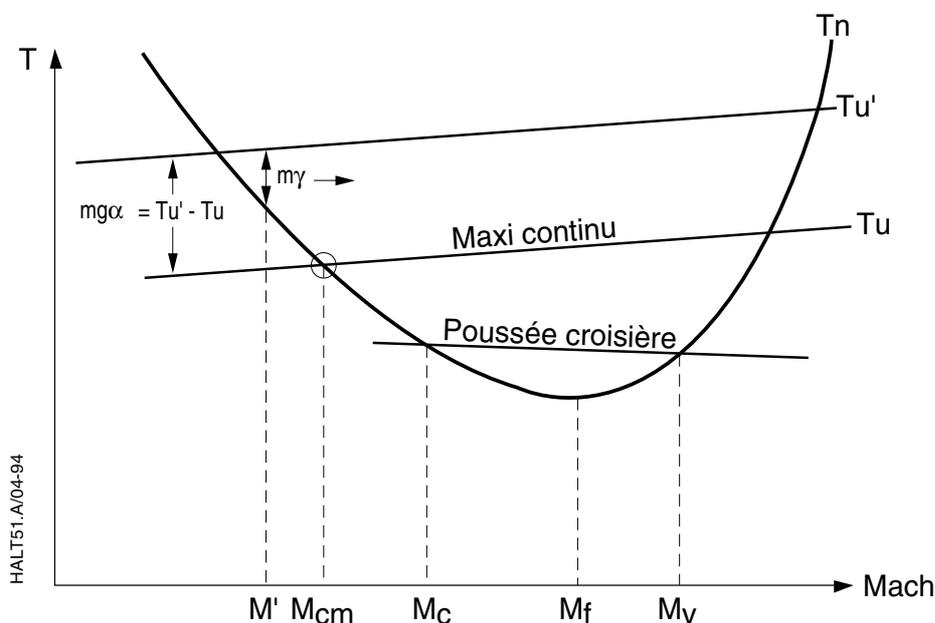
Les causes de déstabilisation sont maintenant identifiées, mais elles sont rarement prévisibles. On peut se faire surprendre à tout moment.

Les remèdes préventifs sont peu nombreux, mais efficaces :

- maintien d'une marge suffisante ( $M_v - M_f$ ) par le choix de l'altitude et du Mach,
- surveillance du Mach qui doit être d'autant plus fréquente que ( $M_v - M_f$ ) est faible,
- et bien entendu en toutes phases de vol : veille météo et méfiance active envers la turbulence.

La non surveillance du Mach est un facteur commun à toutes les anomalies involontaires constatées.

**Plus l'altitude est proche de l'altitude d'accrochage, ou plus le Mach est proche du Mach de finesse max et plus la surveillance du Mach doit être soutenue.**



- Les remèdes curatifs sont instinctifs.

La première action est évidemment une **augmentation de la poussée**. Cela n'est possible que si le Mach atteint n'est pas inférieur à  $M_{cm}$ , le Mach critique correspondant à la poussée maxi continu.

Si le Mach atteint  $M'$  est inférieur à  $M_{cm}$ , il n'y a plus de remède propulsif possible.

La seule solution est aérodynamique : **descendre en diminuant l'incidence**.

**On augmente alors la poussée utile** au fur et à mesure de la descente pour retrouver une réserve de poussée permettant la réaccélération  $m\gamma$ .

D'après la figure, la valeur de l'augmentation de poussée est :  $mg\alpha \cong \sin \alpha = (Tu - Tu')/mg$ .

La figure est représentative du début de la descente.

#### 4.2.UTILISATION D'UNE AUTO-MANETTE/AUTO-POUSSEE

Le problème est très simplifié avec l'utilisation d'une auto-manette chargée de maintenir le Mach choisi (ou la CAS), en ajustant la poussée dès qu'un écart est constaté.

Toutefois, dans certains cas extrêmes, deux phénomènes peuvent piéger l'auto-manette :

##### - La phase transitoire

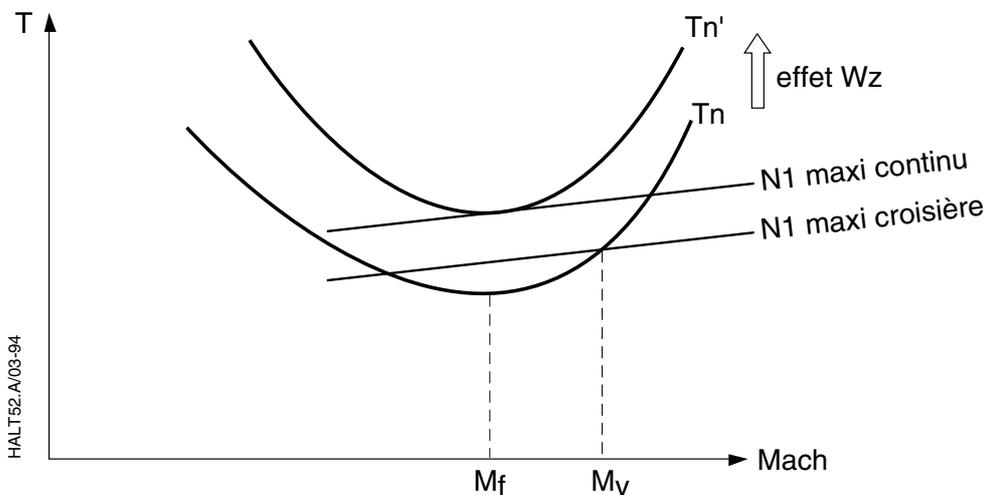
A l'apparition brutale d'une cause de déstabilisation, l'avion va réagir en fonction des 4 paramètres suivants :

- . inertie de l'avion,
- . rapidité d'apparition du phénomène,
- . temps de réponse du Pilote Automatique,
- . temps de réponse de l'auto-manette et des moteurs.

Selon l'importance relative de ces paramètres, et la situation initiale de l'avion en Mach et altitude, le Mach peut entrer dans la zone critique.

##### - Forte descentance Wz

Prenons le cas d'un avion volant à l'altitude d'accrochage à la poussée maxi croisière, c'est à dire dans une situation où la réserve de poussée est la plus faible.



Si Wz est suffisant pour amener Tn' à être tangente à la courbe de poussée maxi continu, l'avion atteint alors localement le plafond de propulsion et il n'y a plus de remède propulsif possible. Le Mach décroît malgré l'action de l'auto-manette.

Il faut également mentionner, outre ces 2 cas rares mais possibles, le défaut de fonctionnement, non signalé, de l'auto-manette qui nous ramène au cas précédent.

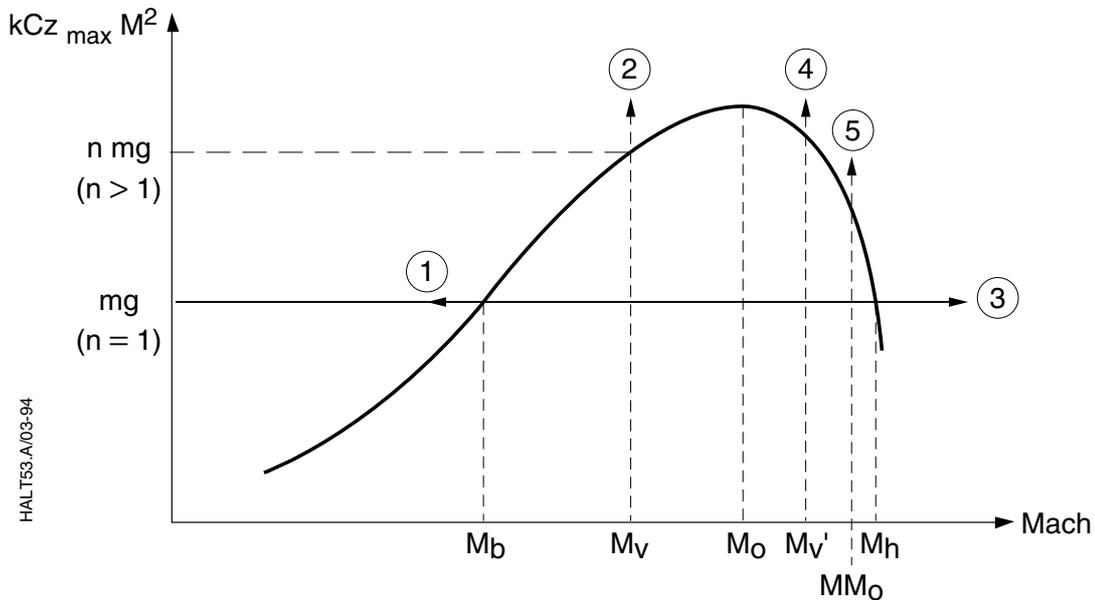
**L'utilisation d'une auto-manette ne dispense pas de la surveillance du Mach.**

4.3.BUFFETING

On a vu au § 1.5 qu'à haute altitude le buffeting bas et les buffeting haut ont même origine et mêmes effets. Les actions correctives sont, par contre, différentes. Il importe alors de faire le bon diagnostic, car le remède serait pire que le mal.

4.3.1. Buffeting bas

A haute altitude, le buffeting, qui est souvent dû à une réduction rapide de vitesse, accélère encore la chute de vitesse par augmentation de la traînée. Il y a donc peu de temps pour réagir. Tout buffeting doit donner lieu à une réaction immédiate.



HALT53-A/03-94

Il y a deux façons d'atteindre le buffeting bas, toute combinaison entre les deux étant évidemment possible. Le chemin (1) conduit au buffeting par réduction du Mach en palier. C'est donc l'aboutissement logique de la non surveillance du Mach lorsque l'avion est entré dans la zone critique. Le diagnostic est immédiat et le remède est simple, augmenter le Mach : poussée maxi continu en descente. Le chemin (2) est obtenu sur une évolution de l'avion avec un facteur de charge  $n$  supérieur à la limite de manoeuvre, si le  $M_v < M_o$ . Le remède, qui doit être instinctif, est d'arrêter l'évolution pour réduire le facteur de charge.

4.3.2. Buffeting haut

Il est rare, sur nos avions, d'atteindre le buffeting haut en opération. Le Chemin (3) y conduit par augmentation du Mach en palier (oubli de réduction en l'atteignant). Mais ce n'est possible que sur B.737. Sur les autres avions,  $MMO$  est atteint avant le buffeting. Le remède est la diminution du Mach par diminution de la poussée et/ou augmentation de la traînée (sortie des aérofreins). Le chemin (4) est l'équivalent du chemin (2) si  $M_v > M_o$ . Le remède est d'ailleurs le même : il faut arrêter l'évolution pour réduire le facteur de charge. Dans tous les cas de buffeting sous facteur de charge, la première réaction doit être celle-ci, avant tout autre chose. Le chemin (5) correspond à une réaction à éviter lorsqu'on atteint  $MMO$ , en descente, moteurs réduits. La réaction instinctive est de tirer sur le manche, provoquant ainsi un facteur de charge conduisant au buffeting. Dans ce cas, l'action sur les commandes doit être mesurée, la réduction du Mach étant obtenue par la sortie des aérofreins, ce qui provoque d'ailleurs l'apparition d'un couple cabreur favorable.

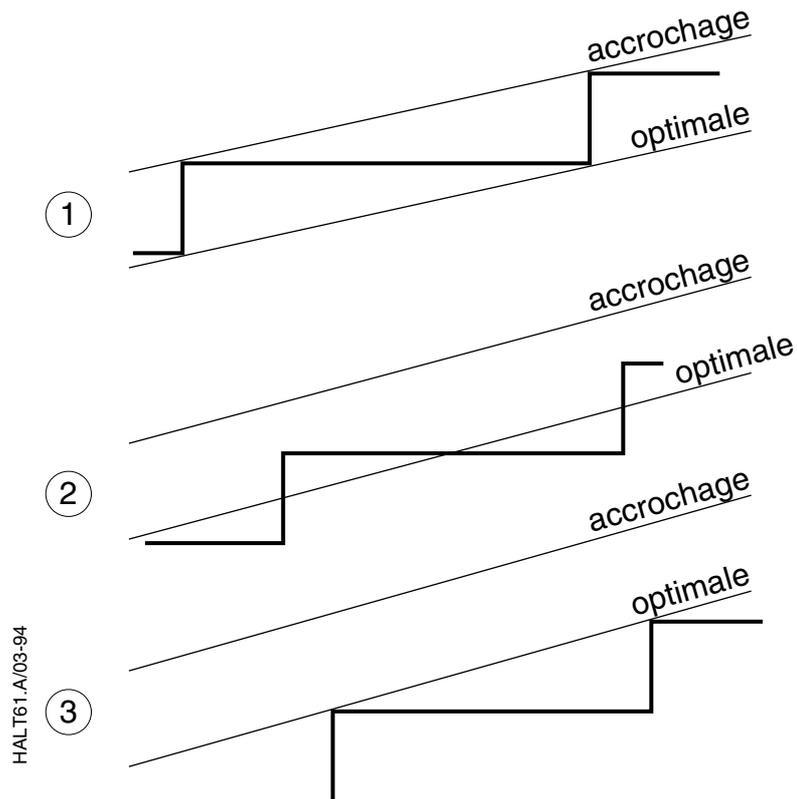
## 5. CONSEQUENCES OPERATIONNELLES

### 5.1. CHOIX DE L'ALTITUDE DE CROISIERE

De nombreux éléments peuvent influencer sur le choix du niveau de croisière par l'équipage, dans le respect des 4 objectifs fondamentaux :

- Sécurité
- Régularité
- Confort
- Economie

Il y a 3 schémas de vol possibles :



Ordre préférentiel pour la sécurité : 3 - 2 - 1

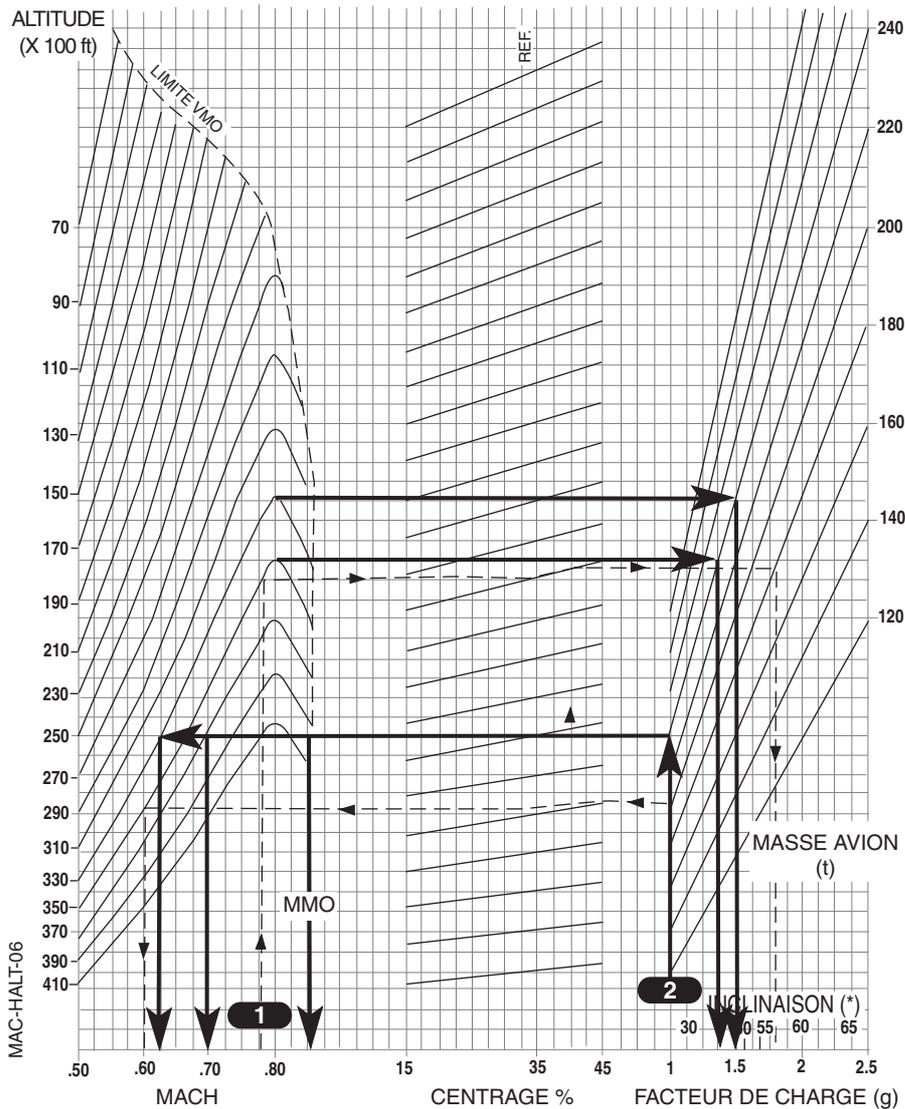
Ordre préférentiel pour l'économie : 2 - 3 - 1

**Contrairement à certaines idées reçues, le schéma 1 n'est intéressant ni pour la sécurité ni pour l'économie (cf. page suivante).**

D'autres considérations peuvent amener à choisir un niveau supérieur pour des raisons météorologiques ou opérationnelles, mais dans tous les cas, **le vol au-dessus de l'altitude optimale nécessite une attention particulière.**

Inconvénients du vol au dessus de l'altitude optimale

(Exemple : A340 - 313)



A 240 t, l'altitude optimale est au FL 330. Si l'appareil vole au FL 350, soit 2000ft au dessus :

- Le domaine de vol pratique se réduit en fonction de l'augmentation du Mach de finesse max (Green Dot) : de 0.73 à 0.84 au FL 330 et de 0.81 à 0.84 au FL 350.
- La marge de manoeuvre au Mach de finesse max se réduit également :  $n = 1.5$  ( $48^\circ$ ) et  $n = 1.3$  ( $40^\circ$ ).
- La stabilité du Mach est elle aussi réduite : en cas de diminution du Mach, la force de rappel ( $T_u - T_n$ ) vers la position d'équilibre ( $M_v$ ) est diminuée de moitié.

Ecart d'altitude moyen entre l'altitude optimale et l'altitude d'accrochage à la poussée maxi croisière ou maxi montée (en standard) :

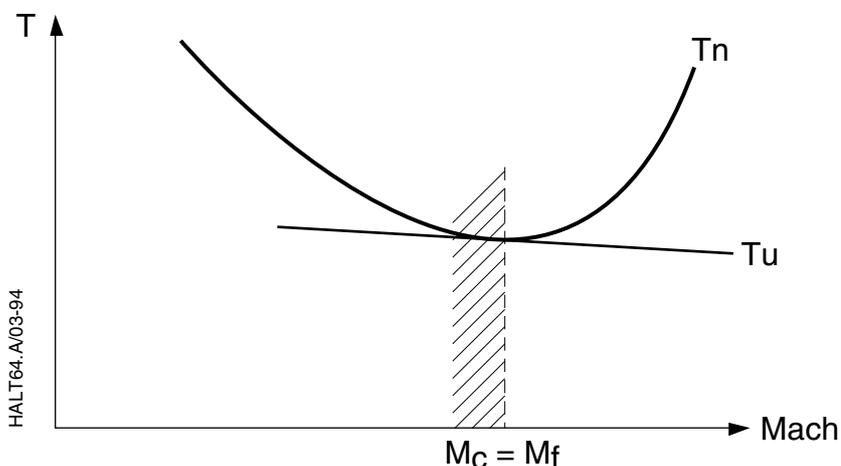
A340	2500
A330	3000
A 320	3000
B 737-500	3000
B 747-200	3500
B 777	4000
B 747-400	4500

**5.2.VOL A LA FINESSE MAXIMALE**

Le vol au Mach de finesse max ou au Mach d'endurance max est une procédure opérationnelle normale, mais elle exige une attention particulière.

Dans ce cas, la poussée  $T_u$  est ajustée pour être tangente à  $T_n$  et  $M_c = M_f$ .

L'avion vole à la limite de la zone critique.



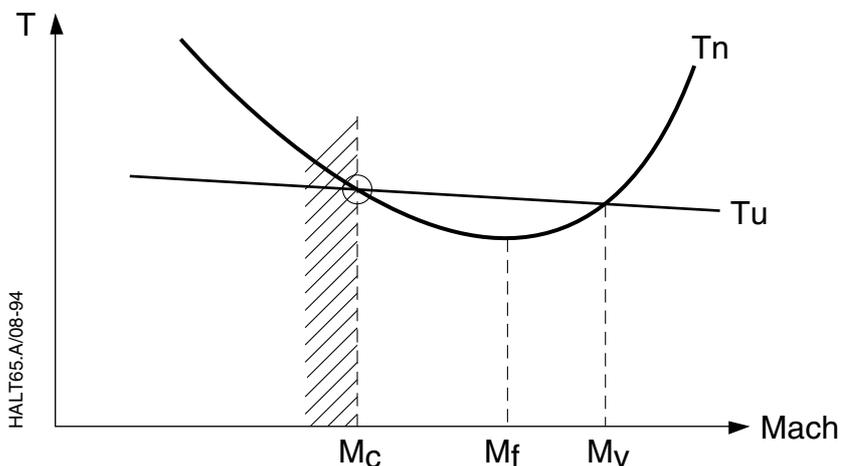
Toute perturbation extérieure défavorable entraînera instantanément l'avion dans la zone instable, dite critique, exigeant un réajustement de poussée immédiat.

**Le vol à la finesse max exige une surveillance permanente du Mach**

**5.3.VOL AU DEUXIEME REGIME**

Cette procédure a pu être utilisée dans le but de perdre du temps, pour respecter une heure impérative de passage.

Dans ce cas, le diagramme de vol est le suivant :



L'avion vole au Mach  $M_c$ .

Outre l'instabilité naturelle de ce Mach, il est immédiatement sensible à toute perturbation extérieure, aussi faible soit-elle, qui l'entraîne dans la zone critique. Cette procédure nécessite des réajustements de poussée continus qui peuvent être importants.

D'où les inconvénients de cette procédure :

- sensibilité aux perturbations extérieures,
- inconfort : assiette élevée, impression d'être sur une tête d'épingle, ajustements fréquents de poussée,
- charge de travail importante et disponibilité réduite en cas de panne,
- contrôle mutuel difficile.

Ajoutons à ces inconvénients opérationnels un bilan économique négatif.

**Il n'existe aucune raison valable pour entreprendre un vol au second régime.**

**Choisir de voler au second régime, c'est prendre un risque inutile.**

Un **retardement linéaire** peut être entrepris en réduisant le Mach jusqu'à Mf.

La perte approximative est de :

- 1 mn par heure pour 2 points de Mach
- 2 mn par heure pour 3 points de Mach
- 3 mn par heure pour 4 points de Mach

A haute altitude, Mv - Mf se réduisant, la possibilité de perte de temps diminue.

#### Exemples :

Avions volant à l'altitude optimale :

	Mv	Mf	Perte de temps
B747-200	0,84	0,795	3.5 mn/h
B747-400	0,85	0,80	4 mn/h
B777	0,84	0,79	3.5 mn/h
B737-500	0,74	0,69	4 mn/h
A320	0,78	0,71	5.5 mn/h
A340-300	0,82	0,78	2.5 mn/h
A330	0,81	0,75	4 mn/h

Au delà de 5mn à perdre , **un circuit d'attente** peut être entrepris.

#### 5.4.MANOEVRE D'EVITEMENT

A haute altitude, les manoeuvres d'évitement ne sont pas sans risques. A l'altitude d'accrochage (en std) par exemple, le tableau de la page 20 du § 2.4.3. donne les limites de manoeuvre.

Il convient d'être extrêmement mesuré dans ses réactions à une alarme TCAS à haute altitude étant données les marges réduites qui nous sont permises.

Toute manoeuvre brusque est à proscrire.

#### 5.5.UTILISATION DES AUTOMATISMES

Les anomalies de Mach involontaires constatées en fin de montée découlent d'une mauvaise utilisation des automatismes et peut-être d'une connaissance incomplète des phénomènes. Tous les types avion sont concernés.

Le plus souvent, à l'origine, il y a une demande du contrôle d'accélérer la montée et/ou une confiance excessive dans le travail des automatismes.

##### 5.5.1.Avions ne disposant pas de référence Mf

En montée comme en croisière, le Mach minimum est Mf, mais en montée Mf augmente avec l'altitude et il n'est pas connu de l'équipage, à moins de consulter à chaque instant les tableaux ou les courbes.

Par contre, la valeur de Mf à la masse et au niveau recherché peut être déterminée à l'avance et repérée sur l'anémomètre.

Le respect de cette valeur permet de respecter à fortiori la valeur instantanée de Mf.

Lorsque la loi de montée normale n'est plus respectée, l'utilisation d'un mode automatique au Pilote Automatique doit s'accompagner de la surveillance permanente du Mach. C'est le cas en particulier du mode V/S qui ne surveille pas la vitesse.

##### 5.5.2.Avions disposant de la référence Mf (ou green dot)

La valeur instantanée de Mf (green dot) est visualisée en permanence, ce qui permet à l'équipage d'évaluer à chaque instant la marge : Mv - Mf et donc la sensibilité de l'avion aux causes de déstabilisation.

Comme dans le cas précédent, certains modes automatiques (mode V/S) ne surveillent pas la vitesse. L'utilisation de ces modes doit s'accompagner de la surveillance de la marge Mv - Mf.

Dans tous les cas le Mach doit être surveillé.

## 6. CONCLUSIONS

La lecture de ce livret montre que, lorsqu'un avion est bien stabilisé en croisière, tout n'est pas aussi tranquille qu'il peut paraître, même si cet avion est équipé d'une auto-manette.

Les risques de déstabilisation sont toujours présents et, souvent, aucun signe préventif ne peut alerter l'équipage, les causes étant dues soit :

- à l'environnement :
  - . gradient défavorable
  - . descentance
  - . élévation de température
- ou même par contre coup :
  - . gradient favorable
  - . ascendance
  - . baisse de température
- à une évolution de l'avion,
- à un manque ou une perte de poussée ou à une augmentation de la traînée.

Il est impératif de se rappeler :

- que les risques de déstabilisation sont d'autant plus grands que :
  - . l'altitude est proche de l'altitude d'accrochage,
  - . le Mach choisi est déjà faible.
- que si les causes de déstabilisation sont simultanées, les effets se cumulent,
- que le vol délibéré au second régime n'apporte que des inconvénients et des risques supplémentaires et ne peut se justifier en aucune façon,
- que l'utilisation d'un mode automatique d'aide au pilotage n'élimine pas le risque de déstabilisation.

Pour éviter la déstabilisation, une seule parade, une règle qui fait partie des règles de l'art du pilote :

### SURVEILLER LES PARAMÈTRES DE BASE

et, en particulier

### SURVEILLER LE MACH

Cette surveillance doit être d'autant plus soutenue que les risques de déstabilisation sont plus grands. Elle est facilitée si l'on a bien en tête **le Mach de finesse max du moment, Mach qui constitue, en toute circonstance, la butée minimale.**

## 7. ANNEXES

Exemples de chutes de Mach vécues en exploitation :

- ANNEXE 1 - B747-100 - Chute de Mach au niveau 350 jusqu'au buffeting
- ANNEXE 2 - B747-100 - Chute de Mach au niveau 370
- ANNEXE 3 - B747-200 - Chute de Mach au niveau 370 avec auto-manette
- ANNEXE 4 - A310-300 - Difficulté de contrôle suite déconnexion AP

ANNEXE 1

B747-100 : CHUTE DE MACH AU NIVEAU 350 JUSQU'AU BUFFETING

EXPOSE

L'avion est initialement stable au niveau 330, à la masse de 277 t, Mach 0,84. La température est STD - 4 et l'EPR affiché est de 1,38. L'atmosphère est calme.

Un changement de niveau est entrepris vers le niveau 350. L'EPR maxi continu 1,53 est affiché et le niveau 350 est atteint 3 minutes plus tard. La température est alors de - 57°C (STD - 3) et l'EPR est affiché à 1,38 au lieu de 1,42.

Dès la stabilisation au niveau 350, un gradient de température s'établit à 0,6°C/mn, faible mais constant, la température s'élevant à - 45°C, 20 minutes plus tard.

Pendant 19 mn, aucun ajustement d'EPR n'est effectué. L'altitude est maintenue au PA et le Mach décroît de plus en plus vite jusqu'à 0,60, le buffeting commençant à apparaître à 0,64. Le PA est débrayé, l'EPR est affiché jusqu'à 1,64 et une descente est entreprise à 2500ft/mn jusqu'au niveau 325. La situation est alors rétablie.

ANALYSE

L'équipage a choisi de monter, à 277 t, au niveau 350, intermédiaire entre l'altitude optimale et l'altitude d'accrochage qui se situe 1000ft au-dessus. Pour maintenir M = 0,84 à ce niveau, l'EPR à afficher est de 1,42.

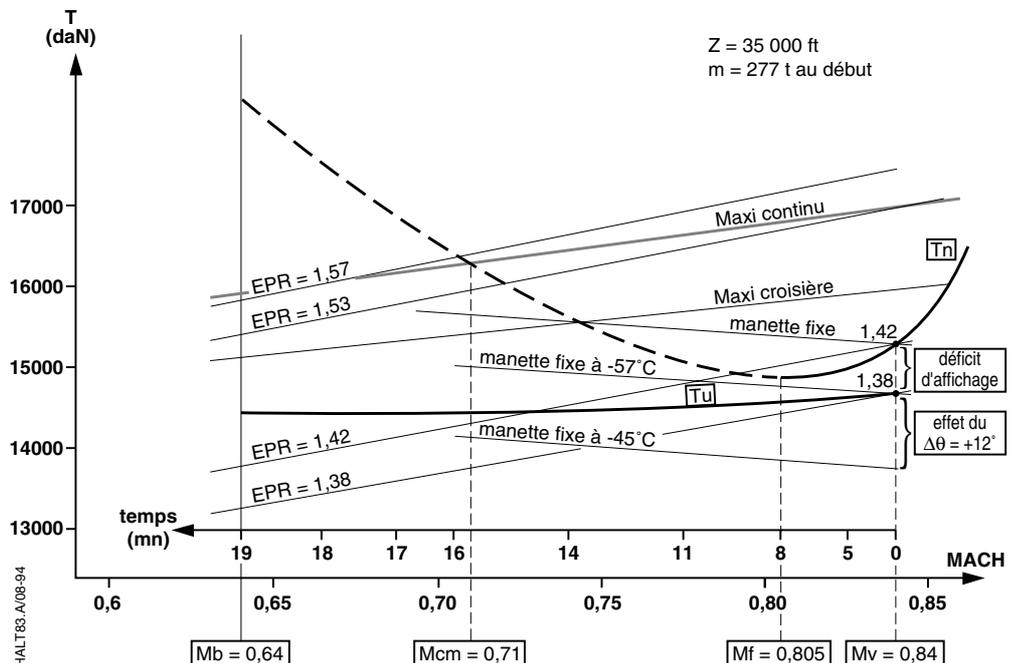
La chute de Mach constatée est due à 2 causes indépendantes :

- une erreur d'affichage de l'EPR (même EPR qu'au niveau 330)
- une élévation de température de 12°C.

Le diagramme de l'équilibre propulsif a été reconstitué. La partie de la courbe Tn en pointillé n'est pas fournie par le manuel de performances Boeing. Elle a été tracée à partir des décélérations constatées.

L'examen de ce diagramme permet de faire les observations suivantes :

- Dès lors que l'EPR affiché à Mach 0,84 est de 1,38 la courbe Tu à position de manette fixe ne coupe pas la courbe Tn. Il n'y a pas d'équilibre possible et l'avion est, d'entrée, dans la zone critique.
- L'élévation de température de 12°C provoque une chute de poussée de 6 %, soit 880 daN, équivalent à un déficit d'EPR de 6 points. Même si l'EPR de 1,42 avait été bien affiché, la courbe Tu aurait chuté jusqu'à ne plus couper Tn et l'avion aurait été dans la zone critique à partir de Mf = 0,805.
- Chaque cause, prise isolément, était suffisante pour provoquer la chute du Mach jusqu'au buffeting. Leur simultanéité n'a fait qu'aggraver le phénomène et accélérer la chute.
- Le facteur contributif essentiel est évidemment la non surveillance du Mach. Notons qu'à partir de Mach 0,84, il a fallu 19 mn pour atteindre le buffeting.
- Le Mach critique minimum correspondant à la poussée maxi continu est de 0,71.
- Dès le passage du Mach au-dessous de 0,71, le rétablissement en palier n'était plus possible.
- La décélération à l'apparition du buffeting était de 0,36 kt/s
- La mise en descente à 2500ft/mn sur une pente de 6 % permet de récupérer 15900 daN provoquant une accélération de 1,2 kt/s (la nouvelle courbe Tu est en dehors des limites de ce diagramme). Le Mach 0,72 est atteint 1 minute après et l'accélération peut alors se poursuivre en palier.



ANNEXE 2

B747-100 : CHUTE DU MACH AU NIVEAU 370

EXPOSE

L'avion est initialement stable au niveau 370 à la masse de 240 t, mais à un Mach élevé 0,855. L'altitude d'accrochage à cette masse est de 39000ft. La température est STD - 4. Pour réduire le Mach, l'EPR initial de 1,42 est amené à 1,35 (EPR nominal = 1,39 pour un Mach PRM de 0,835).

Le Mach diminue. Au passage à 0,82, un gradient de température de 2°C/mn en moyenne apparaît. La température s'élève de 8°C. Le Mach continue à décroître et il atteint 0,707 10 mn après le passage au Mach PRM.

Une descente est alors entreprise à 1000ft/mn jusqu'à 36600ft et l'EPR est augmenté à 1,52 (EPR maxi continu = 1,56). La situation est rétablie 10 mn plus tard.

ANALYSE

Comme le cas précédent, la chute de Mach est due à 2 causes indépendantes :

- déficit d'affichage d'EPR (volontaire pour réduire le Mach)
- une élévation de température de 8°C.

Mais, dans le cas présent, aucune des causes prise isolément n'est suffisante.

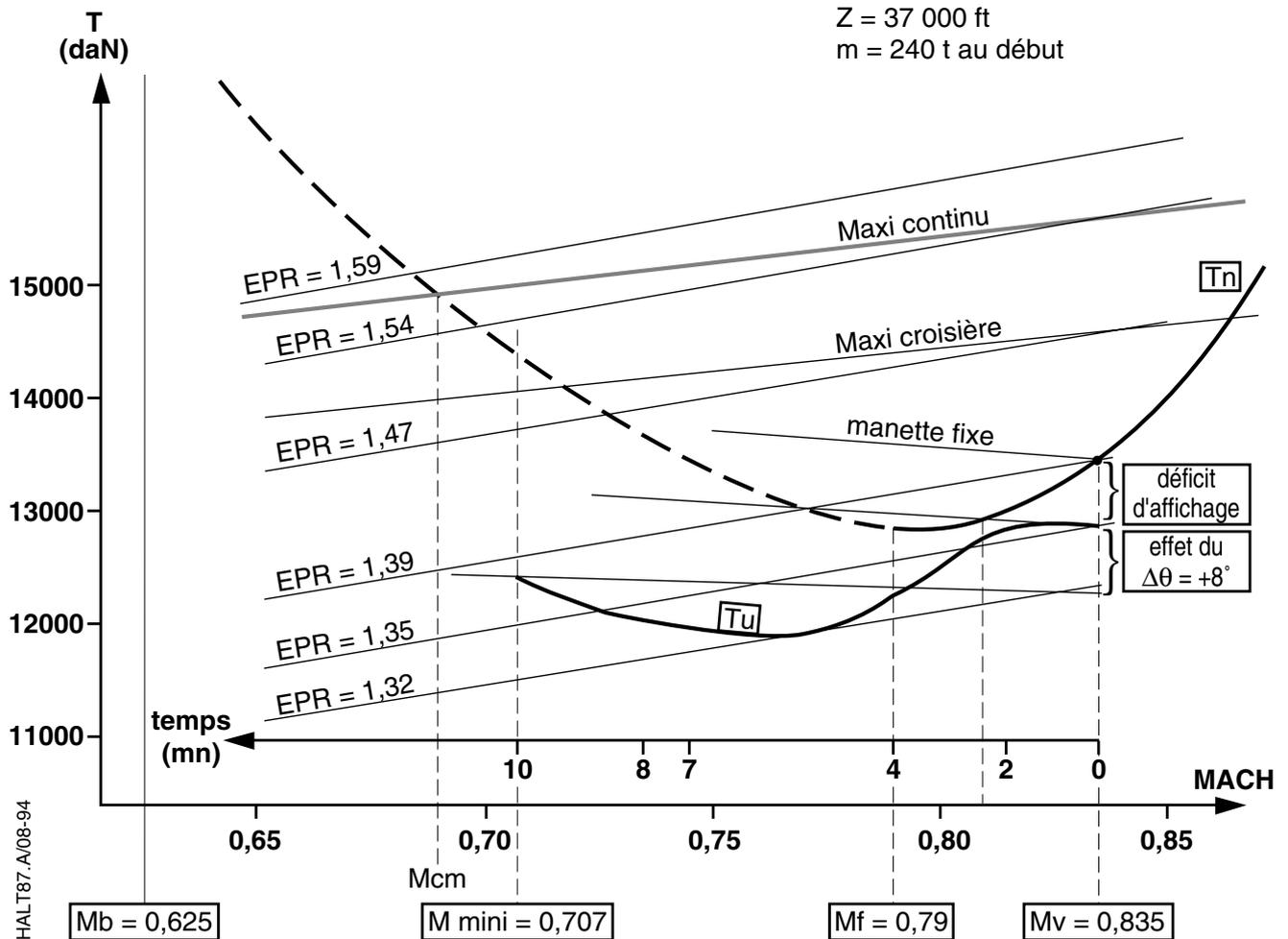
Le déficit d'affichage, sans élévation de température aurait fait chuter le Mach jusqu'à une nouvelle position d'équilibre à environ 0,81.

De même, l'élévation de température seule aurait également stabilisé le Mach vers 0,81.

C'est la conjonction des 2 causes qui font que la courbe Tu ne coupe plus la courbe Tn et que l'avion se retrouve directement dans la zone critique.

L'équipage se rend compte de la situation au passage à Mach 0,71. Il n'avait pas encore atteint le Mach critique minimum correspondant à la poussée maxi continu qui est de 0,69. Un rétablissement en palier était donc encore possible. La mise en descente à 1000ft/mn sur une pente de 2,4 % permet de récupérer 5600 daN provoquant une accélération de 0,4 kt/s.

Le Mach de buffeting 0,625 aurait été atteint 3 mn plus tard.



HALT87.A/08-94

## ANNEXE 3

## B747-200 : CHUTE DU MACH AU NIVEAU 370 AVEC AUTO-MANETTE

## EXPOSE

L'avion est initialement stable au niveau 370, Mach 0,84, 5h 30 mn après le décollage.

Il n'y a pas de turbulence et la température est stable à - 47°C (STD + 9).

La masse est de 257 t et l'avion évolue juste à l'altitude optimale, 3 000ft au-dessous de l'altitude d'accrochage.

Tous les paramètres sont stables. Les N1 contrôlés par l'**auto-manette en fonction** oscillent autour de la valeur moyenne de 97%.

Les valeurs caractéristiques dans ces conditions sont :

- Niveau : 370
- Mach : 0,84
- CAS : 275 kt

N1 croisière : 99 % (tableau de marche)

N1 maxi croisière (à 0,84) : 108,5 %

N1 maxi continu (à 0,84) : 112 %

Mach de finesse max : 0,80

Mach de buffeting bas (n = 1) : 0,65

A partir d'un certain moment et pendant 1 minute, les N1 augmentent régulièrement jusqu'à 101 % sans que le Mach diminue.

Puis le Mach commence à diminuer et l'augmentation de N1 s'accélère.

L'auto-manette affiche la poussée maxi continu (sur le moteur 3, un peu moins sur les 3 autres). Malgré cela, le Mach continue à décroître pendant encore 3 minutes pour atteindre 0,79. L'altitude est maintenue par le PA qui augmente régulièrement l'assiette qui atteint 3,5°.

L'équipage se rend compte du phénomène, débraye l'auto-manette, ajuste les 4 moteurs au maxi continu, puis, sans résultat, débraye le maintien d'altitude et entreprend de descendre de 500ft, ce qui permet de réaccélérer.

Une situation normale et stable est retrouvée 10 minutes plus tard.

## ANALYSE

Dans le cas présent, la température extérieure est stable ainsi que la poussée des moteurs. L'augmentation de l'assiette en palier montre que l'avion a pénétré dans une forte descentance. Le supplément de poussée nécessaire pour maintenir l'avion en montée air, excède la marge disponible.

A partir de la Vp, de l'assiette et de l'incidence, on peut déterminer que le vent vertical a atteint environ 1500ft/mn ou 15kt.

A cet instant, le supplément de poussée nécessaire dû à la montée air est de :

$$\frac{mg Wz}{TAS} = 8000 \text{ daN}$$

alors que la marge de poussée n'est que de 4400 daN.

La différence entraîne une décélération de 0,3 kt/s.

En l'occurrence, l'équipage qui surveillait le Mach, a constaté l'anomalie et a effectué les manoeuvres appropriées. Mais on peut se demander quelles auraient été les conséquences si la surveillance du Mach avait été négligée.

La chute de Mach se serait poursuivie jusqu'à la 4ème minute environ, à l'instant où le bilan propulsif redevient positif et à un Mach n'ayant pas encore atteint la valeur critique irréversible (de l'ordre de 0,68). Mais si la descentance s'était poursuivie 1 minute de plus, le bilan ne serait jamais redevenu positif et le Mach aurait atteint le buffeting.

Cet exemple est très démonstratif. Il montre la limite de confiance que l'on peut accorder aux automatismes dont les capacités peuvent dans certains cas être dépassées.

L'équipage concerné par cet exemple a été surpris : vol tranquille et stable, sans turbulence, température et vent stables à l'altitude optimale, avec une confortable marge de manoeuvre. Et pourtant une déstabilisation peut se produire à tout moment, sans signe précurseur.

**ANNEXE 4****A310-300 : DIFFICULTE DE CONTROLE SUITE DECONNEXION AP****EXPOSE**

En fin de croisière au FL 370, en espace RVSM, environ 1h30 avant l'atterrissage, le CDB prend sa période de "repos court en vol" à son siège. L'OPL PF prépare l'arrivée au FMS.

Peu après, apparition de "MAP NOT AVAILABLE" sur le ND OPL, écran noir au FMS 2 et déconnexion automatique de l'AP 2.

Les alarmes AP ont réveillé le CDB alors que l'OPL tentait vainement de recoupler l'AP2, le CDB observe l'écran noir sur le FMS 2 et une perte d'altitude de 200ft en augmentation. Il reprend les commandes, conscient de la masse avion et du niveau de vol, il effectue une action qu'il veut très douce à cabrer. Il y a alors apparition quasi immédiate de buffeting, le CDB diminue l'action à cabrer, mais l'assiette continue d'augmenter rapidement jusqu'à 7° avec augmentation de buffeting. Puis il y a abattée, une deuxième prise brutale d'assiette vers 9° suivie d'une abattée avec - 7° d'assiette provoquant des accélérations verticales allant de 1,68 g à -0,44 g.

Une quinzaine de secondes plus tard, la stabilisation est obtenue à 36400ft, puis l'AP1 est connecté et la navigation poursuivie avec cet AP.

**ANALYSE**

Pendant la tentative de reconnexion de l'AP2, l'avion entre en léger piqué pour atteindre après 12 secondes une assiette de -2° et un taux de descente maximum de 2900ft/mn. Le pilote n'a pas perçu cette progressive mise en descente.

Les oscillations ont été identifiées initialement par l'équipage comme étant une amorce de décrochage. En fait, il n'y a pas eu de décrochage, mais une série d'oscillations en tangage.

Les vibrations ressenties au cockpit (ici celles d'un buffeting transsonique) analogues à celles d'un buffeting "basse vitesse", ont vraisemblablement faussé l'analyse de l'équipage qui pensait à une amorce de décrochage.

Cet événement illustre que malgré une marge de manoeuvre de 1,45 g, à cette altitude (FL 370, OPTI FL 365 et MAX FL 390), l'apparition de buffeting peut être déclenchée lors d'une manoeuvre de ressource pour stopper une mise en descente intempestive.

Il y a 36 blessés, 6 dans un état sérieux et un en état de choc et inconscient.