LRCB Sàrl - Case Postale 7090 - CH-2500 Bienne 7 - tél./fax +41 (0)32 365 18 54 - www.lrcb.ch

Le tube de Pitot et les vitesses en aéronautique

Patrick Eggli, mai 2016

Le tube de Pitot est un dispositif simple permettant de mesurer la vitesse d'écoulement d'un fluide par la mesure de la pression dynamique exercée par son mouvement. Ce dispositif est très répandu en aéronautique et la suite du document concerne ce domaine. Il aussi utilisé en hydraulique pour mesurer la vitesse d'un liquide dans une conduite, la vitesse d'un bateau, d'un sous-marin etc.

1. Principe

Le flux d'air arrivant exactement en face du tube et qui n'est pas dévié est freiné jusqu'à l'arrêt. Il subit une compression isentrope entraînant une augmentation à la fois de la pression et de la température. C'est l'augmentation de pression qui est mesurée directement par un manomètre différentiel.

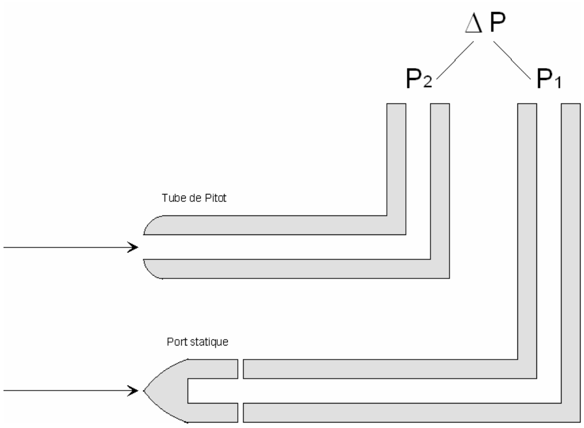


Fig. 1 : Schéma général

Fig. 2 : Tube de Pitot et port statique d'un Tecnam P2002JF

S'agissant d'une différence de pression, il faut aussi avoir accès à la pression environnante. C'est la pression statique. Elle est souvent prise sur un port monté sur le fuselage, perpendiculairement à l'écoulement de l'air, à un emplacement où celui-ci est stable pour minimiser toutes perturbations (figure 3). La pression statique sert aussi à la mesure de l'altitude. Alternativement, la pression statique peut être celle de l'intérieur du cockpit si celui-ci n'est pas pressurisé bien évidemment.

Le port statique peut être une série d'orifices latéraux sur un tube monté à côté du tube de Pitot (Fig. 1 et 2). Il peut aussi être monté sur le tube lui-même, celui-ci étant alors coaxial, comme le tube de Prandtl ou la sonde de Kiel[1].

Le tube de Pitot et le port statique peuvent être chauffés afin de prévenir un givrage susceptible d'apparaître en air humide. Le givrage du tube de Pitot, respectivement du port

[1] G. Kiel « Total-head meter with small sensitivity to yaw » National Advisory Comitee for Aeronautics, 775, 1935 - http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1935/naca-tm-775.pdf

statique, s'ils se bouchent, peut entraîner un affichage incohérent de la vitesse respectivement de l'altitude.

Fig. 3 : Port statique sur un PC7

Fig. 4 : Affichage de la vitesse

La pression du tube de Pitot actionne un manomètre à tube de Bourdon, lui-même placé dans un boîtier soumis à la pression statique. Le manomètre est donc différentiel. Un mécanisme permet de rendre linéaire l'affichage de la vitesse sur le cadran (figure 4).

2. Théorie

L'écoulement de l'air vérifie la loi de Bernoulli ; l'enthalpie d'une masse d'air m est conservée tout au long de l'écoulement[2]. L'équation d'écrit :

$$\frac{1}{2}mv^2 + mc_pT + mgh = cte \quad [1]$$

Le premier terme correspond à l'énergie cinétique du fluide avec v la vitesse, le second à l'énergie thermoélastique avec c_p la capacité calorifique massique supposée constante vis-à-vis de la température absolue T et le troisième à l'énergie potentielle avec g l'accélération de la pesanteur et h la hauteur. Ici, le troisième terme est négligé. Comme tous les termes sont extensifs, la masse peut être éliminée de l'équation par division.

Pour une transformation de l'état 1 (air ambiant en mouvement relatif) vers l'état 2 (point d'arrêt devant le tube), on peut écrire l'équation [2]. Comme v_2 est nulle au point d'arrêt, après simplification, l'équation [3] est obtenue.

$$\frac{1}{2}v_1^2 + c_pT_1 = \frac{1}{2}v_2^2 + c_pT_2 \quad [2]$$

$$\frac{1}{2}v_1^2 = c_p(T_2 - T_1) \quad [3]$$

Avec v_1 la vitesse de l'air vraie (TAS).

La capacité calorifique massique à pression constante d'un gaz parfait peut s'exprimer à l'aide de l'équation [4], une forme de l'expression de la relation de Mayer. C'est une constante qui dépend de la nature / composition du gaz. Avec le coefficient isentropique γ=1,40 pour l'air et la constante massique des gaz parfaits r= 0,2882 kJ/kg.K pour l'air, c_p= 1,009 kJ/kg.K.

[2] L. Borel, D. Favrat « Thermodynamique et énergétique, vol 1 », PPUR, 2005, p149 ISBN 2-88074-545-4

En injectant l'équation [4] dans l'équation [3], on peut calculer l'augmentation de la température $T_2 - T_1$ du gaz au point d'arrêt (équation 5). Il est convenable de mettre T_1 en évidence pour la suite.

$$c_p = r \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \qquad [4]$$

$$\frac{1}{2} v_1^{\,2} = r \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} (T_2 - T_1) = r \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot T_1 \cdot \left(\frac{T_2}{T_1} - 1 \right) \qquad [5]$$

La connaissance de cette température n'est pas très utile. Cependant, comme il s'agit d'une transformation isentrope, elle permet de calculer la variation de pression grâce à une des relations de Laplace [6] qui se transforme en [7].

$$T_1^{\,\gamma} \cdot p_1^{\,1-\gamma} = cte = T_2^{\,\gamma} \cdot p_2^{\,1-\gamma} \qquad [6]$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{p_2 - p_1}{p_1} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \qquad [7]$$

Avec T_1 et p_1 les conditions de l'air ambiant (port statique) et T_2 et p_2 les conditions au point d'arrêt. En substituant le rapport thermique de [7] dans l'équation [5], on obtient [8]. En isolant la vitesse, elle se transforme en [9][3] :

$$\frac{1}{2} v_1^{\,2} = r \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot T_1 \cdot \left[\left(\frac{\Delta p}{p_1} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \qquad [8]$$

$$v_1 = TAS = \sqrt{r \cdot \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot T_1 \cdot \left[\left(\frac{\Delta p}{p_1} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \qquad [9]$$

Avec $p_2 - p_1 = \Delta p$ correspondant à la différence de pression mesurée entre le tube de Pitot et le port statique.

On constate que la vitesse vraie de l'air v_1 (TAS) est une fonction de Δp mesuré, mais aussi de la température statique T_1 et de la pression statique p_1 ce qui est un problème pour la réalisation d'un dispositif mécanique simple. Pour cette raison, l'indication de la vitesse est calibré sur la pression et la température statique standard au niveau de la mer, sans compensation, c'est la vitesse de l'air calibrée CAS.

3. Les différentes vitesses aérodynamiques

Il s'agit ici de calculer, à partir de la vitesse calibrée, les différentes vitesses significatives en aéronautique soit :

- Nombre de Mach Ma. C'est la vitesse de l'air vraie divisée par celle du son. Il défini une limite supérieure qu'un avion subsonique peut admettre de part sa construction. Il sert également d'intermédiaire de calcul.
- La vitesse équivalente EAS qui est caractéristique de l'aérodynamique de l'avion.
- La vitesse vraie TAS qui sert à la navigation après correction de la composante du vent.

La mesure de la seule différence de pression entre le tube de Pitot et le port statique Δp n'est pas suffisante pour réaliser ces calculs comme on l'a vu plus haut. Il existe également une dépendance vis-à-vis :

[3] L. Borel et al « Thermodynamique et énergétique, vol 2 », PPUR, 2008, p82 ISBN 978-2-88074-706-0

1° De la pression statique p. Pour rappel, la pression décroît exponentiellement avec l'altitude standard (niveau de vol), diminue approximativement de moitié tous les 18'000 ft.

2° De la température statique T. Elle décroît approximativement de 2 K tous les 1000 ft jusqu'à la tropopause puis est constante dans la basse stratosphère, à -56,5°C dans l'atmosphère standard mais varie avec la latitude. Elle dépend aussi dans une certaine mesure des conditions météorologiques, surtout à basse altitude.

Un dispositif électronique relié à de multiples capteurs permet évidemment de faire facilement ces calculs. Cependant, ce n'est pas simple à réaliser à l'aide d'un dispositif mécanique, tels que ceux qui ont été mis au point dès le début de l'aviation. Or un dispositif simple est plus robuste vis-à-vis d'une panne qu'un dispositif électronique, c'est pourquoi ce système est toujours utilisé de nos jours.

a) <u>Vitesse de l'air indiquée (Indicated Air Speed – IAS)</u>

C'est la vitesse lue sur le cadran (fig. 4). Elle est entachée d'une erreur due à l'instrument lui-même et aux perturbations que subit le tube de Pitot de part sa position forcément proche de l'enveloppe de l'aéronef.

Cette erreur doit être mesurée en soufflerie, elle peut varier selon l'assiette, mais dans le cas général, on peut *a priori* la considérer comme faible.

La vitesse de l'air indiquée corrigée de cette erreur est la vitesse de l'air calibrée (CAS).

b) <u>Vitesse de l'air calibrée (Calibrated Air Speed – CAS)</u>

La vitesse de l'air calibrée (CAS) coïncide avec la vitesse vraie (TAS) lorsqu'elle est mesurée dans des conditions standard au niveau de la mer soit à p_0= 1013 mbar et T_0= 288 K (15°C).

La vitesse du son dans les conditions standard est définie comme $a_0 = \sqrt{\gamma \cdot rT_0}$ = 340 m/s ≡ 661 kt. Elle peut être mise en évidence dans l'équation [9], ce qui donne :

$$CAS = \sqrt{r \cdot \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot T_0 \cdot \left[\left(\frac{\Delta p}{p_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} = a_0 \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \cdot \left[\left(\frac{\Delta p}{p_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad [10]$$

L'indicateur de vitesse ne mesure que la différence de pression Δp, il n'est pas compensé en pression ni en température. La CAS ne correspond à la vitesse vraie TAS et à la vitesse équivalente EAS uniquement dans les conditions standard soit 15°C et 1013 mbar.

c) <u>Nombre de Mach (Mach number – Ma)</u>

La vitesse du son dans l'air n'est fonction que de la température :

$$a(T) = \sqrt{\gamma \cdot rT} \quad [11]$$

Le nombre de Mach (Ma) est le rapport entre la vitesse de l'air vraie TAS et la vitesse du son à la température considérée :

$$Ma = \frac{TAS}{a(T)} \quad [12]$$

Il peut paraître curieux de calculer par le nombre de Mach en subsonique, cependant cela simplifie le calcul. Il existe également un nombre de Mach critique M_{MO} propre à chaque aéronef ; cette question sera discutée dans le chapitre traitant du Coffin Corner.

De la même manière que pour l'équation [10], la vitesse du son à la température statique peut être mise en évidence dans l'équation [9], conduisant à l'équation [13] puis [14].

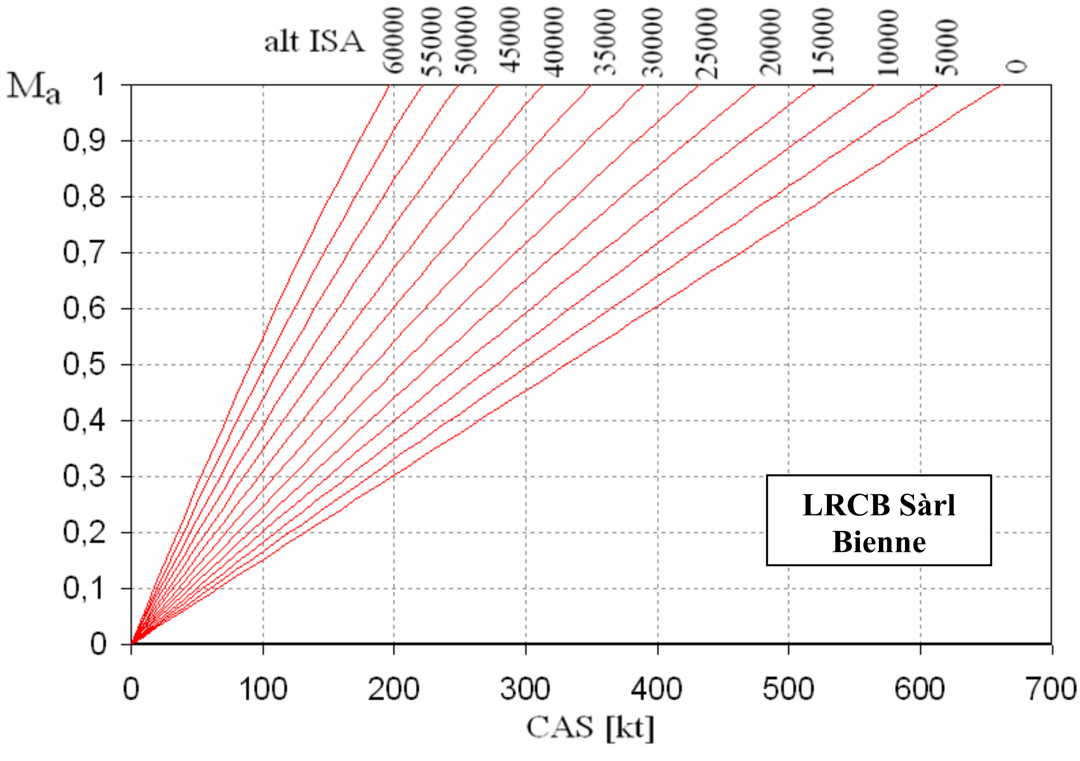
$$TAS = a(T) \cdot \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \cdot \left[\left(\frac{\Delta p}{p_1} + 1 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad [13]$$

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \cdot \left[\left(\frac{\Delta p}{p_1} + 1 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad [14]$$

L'équation [14] montre qu'il n'est pas nécessaire de connaître la température statique pour calculer le nombre de Mach. A vitesse supersonique, la relation entre le nombre de Mach et la différence de pression prend une forme différente, la loi de Rayleigh.

La CAS mesurée est une fonction seule de Δp puisque c'est la pression statique standard p_0 qui intervient dans l'équation [10]. Le nombre de Mach se calcule en tenant compte de l'altitude standard p_1, qui peut se calculer à partir du niveau de vol à l'aide de tables ou par une formule empirique[4].

La table de conversion générée ci-dessous à l'aide des équations [10] et [14] permet de convertir la CAS en nombre de Mach en fonction de l'altitude standard :



d) <u>Vitesse de l'air équivalente (Equivalent Air Speed – EAS)</u>

C'est une vitesse telle que l'aérodynamique de l'avion reste constante. Elle est utilisée dans le diagramme d'enveloppe de vol, dont entre autres la vitesse de décrochage. L'EAS est égale à la TAS dans les conditions standard mais diffère à d'autres altitudes.

[4] Handbook of chemistry and Physics, CRC Press, 2005, 14-19 « US standard atmosphere 1976 »

La force de portance F, est proportionnelle à la densité de l'air ρ et au carré de la vitesse v :

$$F = S \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} k v^2 \quad [15]$$

S est la surface ailaire et k un coefficient dépendant de la forme. On en retire que pour une même force de portance $v \approx \sqrt{1/\rho}$.

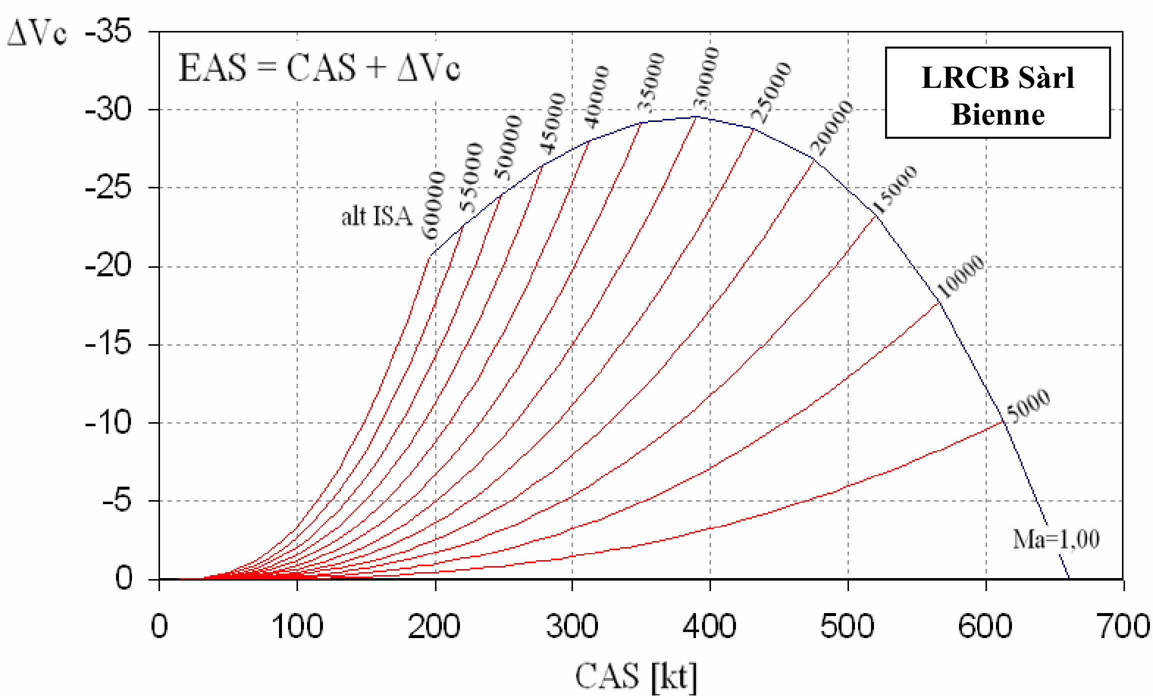
Au niveau de la mer, la densité standard de l'air est de 1,225 kg/m^3. A 39000 ft (12000 m) d'altitude, la densité de l'air est de 0,312 kg/m^3 soit à peu près le quart. A cette altitude, pour avoir la même portance, un aéronef doit donc voler deux fois plus vite qu'au niveau de la mer, mais son EAS est la même !

L'EAS peut se calculer à partir du nombre de Mach en tenant compte de la pression statique.

$$EAS = a_0 \cdot Ma \cdot \sqrt{\frac{p}{p_0}} \quad [16]$$

L'EAS peut être calculée à partir de la CAS en prenant seule pression statique en compte.

A haute altitude et/ou haute vitesse, l'EAS se calcule à partir de la CAS à l'aide d'une correction car l'aérodynamique du tube de Pitot est proche de celle de l'avion. Cette correction est appelée « compressibilité ». Le diagramme suivant a été généré à l'aide des équations [10], [14] et [16] :



On constate que pour des altitudes <15'000 ft et des vitesses < 200 kt, soit des conditions de vol usuelles pour les avions de tourisme, la correction est inférieure à 2 kt ; elle est habituellement négligée.

e) Vitesse de l'air vraie (True Air Speed – TAS)

C'est la vitesse effective de l'air v par rapport à l'aéronef. Au niveau de la mer, la TAS est égale à l'EAS (et à la CAS) notée ici v_0. En appliquant l'équation [15] à portance constante pour des densité / vitesse au niveau de la mer et à une altitude quelconque, on peut écrire l'équation [17].

$$\frac{TAS}{EAS} = \frac{v}{v_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \qquad \text{soit} \qquad TAS = EAS \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \qquad [17]$$

Il est utile de rappeler que la densité de l'air ρ dépend à la fois de la pression et de la température. L'équation d'état des gaz parfaits qui peut s'écrire [19], [20] ou [22], avec m la masse de gaz et V son volume explicite cette dépendance. r est la constante des gaz parfaits en terme massique.

$$pV = mrT \qquad [19]$$

$$p = \frac{m}{V} rT = \rho \cdot rT \qquad [20]$$

$$\frac{\rho \cdot T}{p} = r = cte = \frac{\rho_0 \cdot T_0}{p_0} \qquad [22]$$

Le calcul de la TAS à partie de la CAS par le biais de l'EAS n'est pas très pratique, car il faudrait faire trois calculs. En effet il est nécessaire de calculer la densité qui est fonction de deux variables.

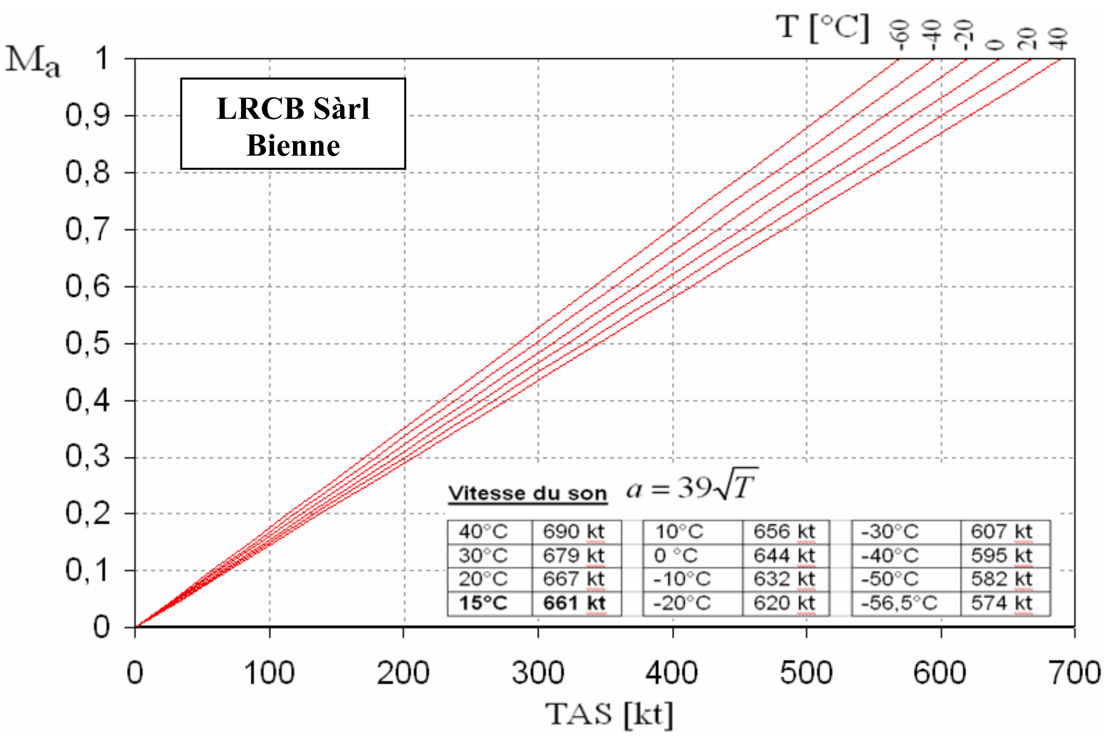
Il est plus convenable de calculer dans un premier temps le nombre de Mach à partir de la CAS et de la pression/altitude, puis ensuite de calculer la TAS à partir du nombre de Mach et de la température. Cela permet d'éviter de passer par la densité.

La vitesse du son variant avec la racine carrée de la température, la TAS se calcule aisément à partir de nombre de Mach à l'aide des équations [11] et [12].

$$TAS = a(T) \cdot Ma = a_0 \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}} \cdot Ma \qquad [23]$$

La température effective peut différer notablement de la température standard à l'altitude de vol selon les conditions météorologiques, la valeur effective est à prendre en compte.

Le diagramme suivant, généré à partir de l'équation [23], permet de faire le calcul :



f) Vitesse au sol (Ground Speed – GS)

On calcule la vitesse au sol en ajoutant le vecteur-vitesse TAS de l'aéronef et le vecteur-vitesse du vent. Ce calcul qui est un point important en navigation sort du cadre de ce travail. De nos jours, la vitesse au sol peut s'obtenir directement à l'aide d'un GPS par exemple.

4. Le Coffin Corner

La vitesse de décrochage dans la configuration normale V_{SR} correspond à la vitesse où l'avion est à son angle d'attaque maximal (en général env. 15°) permettant d'assurer sa portance. Il n'est pas capable de tenir un vol horizontal en dessous de cette vitesse. En effet, en augmentant encore l'angle d'attaque, la portance diminue et l'avion décroche.

La vitesse de décrochage V_{SR} est une propriété aérodynamique de l'avion ; elle correspond à une EAS constante à toutes les altitudes.

Cependant, la densité de l'air décroît avec l'altitude. Pour garantir la même portance, la vitesse vraie TAS de l'avion doit croître avec l'altitude comme le montre l'équation [15]. Ainsi, on peut tracer un graphique mettant en relation la TAS en fonction de l'altitude standard pour une vitesse de décrochage donnée au niveau de la mer où TAS = EAS.

D'un autre côté, la vitesse du son diminue avec la température donc avec l'altitude pour devenir constante dans la basse stratosphère.

Lorsqu'un avion approche de la vitesse du son, on parle du domaine transsonique, l'accélération de l'écoulement de l'air sur l'extrados peut le rendre sonique, alors que l'avion est encore à vitesse subsonique. Il se crée une onde de choc derrière laquelle il n'y a plus de portance. L'onde de choc envahit d'autant plus l'aile que la vitesse du son est approchée. L'avion perd sa manoeuvrabilité et peut décrocher. Le nombre de Mach au-delà duquel ce problème débute est appelé nombre de Mach critique M_{MO}.

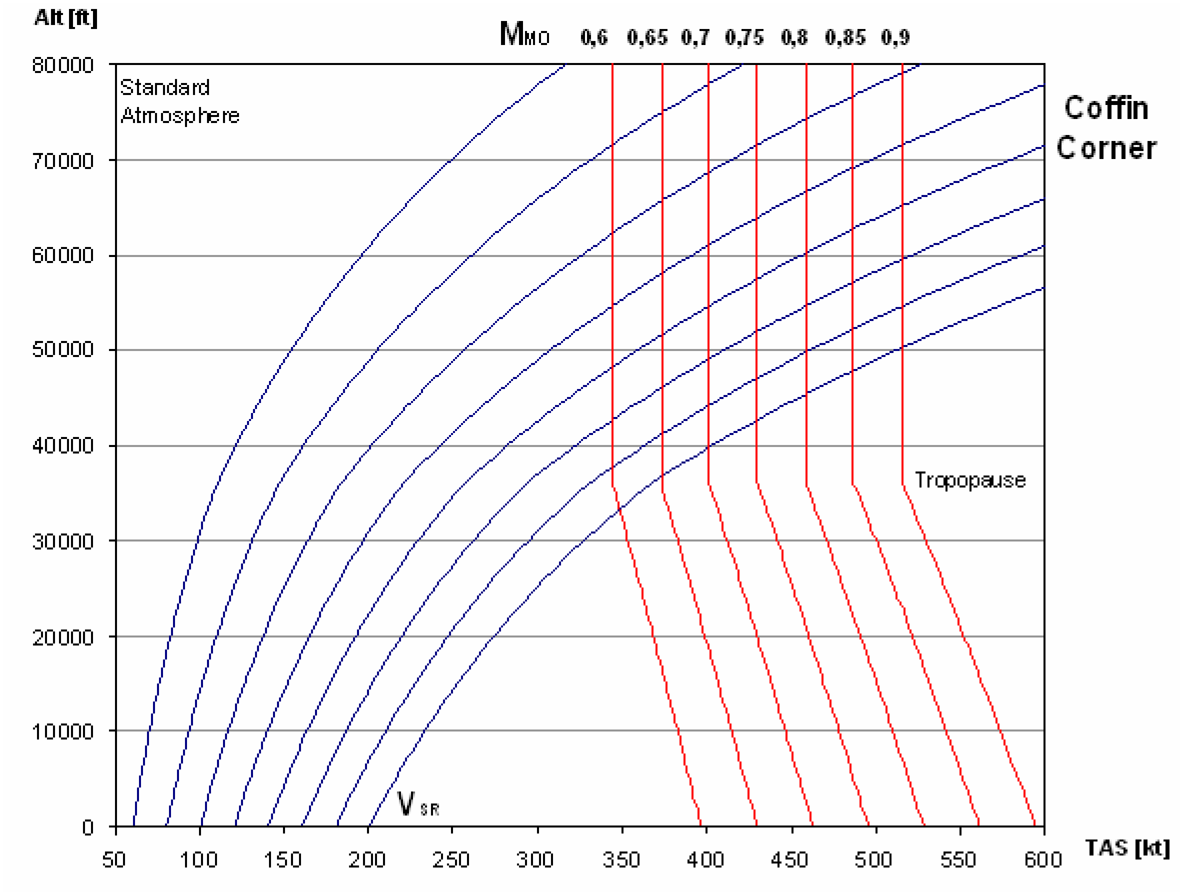
On peut également rapporter la TAS correspondant à un nombre de Mach critique en fonction de l'altitude *via* la température standard.

La vitesse de décrochage et le nombre de Mach critique convergent. Il existe donc une altitude au-delà de laquelle l'avion n'est plus capable de voler ! C'est le Coffin-Corner.

Pour voler à des altitudes très élevées, deux approches sont possibles. Soit à l'aide d'un avion supersonique, car il n'est plus limité par le nombre de mach critique. Son plafond opérationnel dépend du réacteur dont la performance diminue avec l'altitude. Le record d'altitude pour un avion ordinaire est de 123'500 ft. Il a été réalisé en 1977 par un Mikoyan-Gourevitch Mig 25, un chasseur capable d'atteindre Mach 3.

Une autre approche est d'augmenter la portance. Le Lockheed U-2 est un avion de reconnaissance subsonique d'une envergure de 30 m ; il est configuré comme un planeur… équipé d'un réacteur. Il possède un nombre de Mach critique de 0,66 mais peut dépasser 70'000 ft grâce à sa vitesse de décrochage très basse.

Ci-dessous un diagramme où les vitesses de décrochage sont tracées en bleu et le nombre de Mach critique en rouge, permettant ainsi ce visualiser le Coffin-Corner.


Alt [ft]
MMO
0,6
0,65
0,7
0,75
0,8
0,85
0,9
Standard
Atmosphere
Coffin
Corner
Tropopause
VSR
TAS [kt]
80000
70000
60000
50000
40000
30000
20000
10000
0
50
100
150
200
250
300
350
400
450
500
550
600