
Atmosphère Standard et Mécanique du Vol

LICENCE: Ce document a été rédigé par J.M. LANGERON. Toutes les données calculées présentées l'ont été par lui-même à partir des documents mentionnés dans la bibliographie. Si vous souhaitez utiliser, reproduire ou modifier tout ou partie de ce document, merci de contacter l'auteur par message personnel à l'adresse de TOPOLO sur le forum Check-six: (<http://www.checksix-forums.com/>) ou ACIG (<http://www.acig.info/forum/index.php>).

REMERCIEMENTS: Je voudrais remercier particulièrement SpruceGoose pour son analyse critique des données atmosphériques que j'avais utilisées dans mes précédents travaux, et qui m'a convaincu de la nécessité de la présente étude.

A. Objet

L'objet de ce travail est de revisiter les données atmosphériques utilisées en mécanique du vol. Dans ce cadre, on a besoin d'évaluer les efforts (forces et moments) appliquées à un aéronef en un point particulier de son domaine de vol.

Celui-ci est le plus souvent décrit sous la forme d'un sous domaine définies par des valeurs limites du nombre de Mach et de l'altitude, ces deux grandeurs sont donc le plus souvent le point de départ de tous les calculs.

A partir de celles-ci, l'évaluation des efforts repose,

- pour la propulsion, sur des lois donnant la poussée en fonction de l'altitude, du nombre de Mach et de la consigne pilote.
- pour la gravité sur une valeur de l'accélération gravitationnelle (g) considérée comme constante.
- pour les forces et moments aérodynamiques sur des expressions du type

$$F_i = \frac{1}{2} \cdot \rho(Z) \cdot C_i(M, \alpha) \cdot S \cdot V_a^2$$

Où $\rho(Z)$ est la masse volumique locale de l'air, $C_i(M, \alpha)$ un coefficient adimensionnel fonction de l'incidence α (ou Angle of Attack, AoA pour les anglo-saxons) et de M le nombre de Mach, S la surface de référence caractéristique de l'aéronef et V_a la vitesse air (True Air Speed ou TAS pour les anglo-saxons).

A partir des valeurs de M et de Z , il est donc nécessaire de connaître la masse volumique locale de l'air $\rho(Z)$ et la vitesse air V_a qui par définition du nombre de Mach est le produit de celui-ci par la vitesse (célérité) locale du son, elle-même ne variant qu'avec la température statique T_s qui elle-même ne varie qu'avec l'altitude (Z).

De plus, il convient de noter que les caractéristiques, limitations et performances d'un aéronef sont le plus souvent documentées en utilisant le paramètre de vitesse le plus accessible au pilote, celui affiché par son badin, la vitesse indiquée V_i (Indicated Air Speed, IAS pour les anglo-saxons), c'est en particulier le cas pour les VNE (Velocity Never Exceed), VNO (Velocity Normal Operating)... Pour s'abstraire des erreurs instrumentales, on utilise en lieu et place de la vitesse indiquée la vitesse conventionnelle, V_c , (Calibrated Air Speed ou CAS pour les anglo-saxons) valeur

qu'afficherait un instrument parfait. Il faut donc être capable de calculer V_c à partir du nombre de Mach (M) et de l'altitude (Z).

Il existe aussi des cas où une des limites du domaine de vol est définie par le paramètre de Température d'impact (T_i), il convient donc d'être capable de calculer cette valeur en tout point du domaine de vol, et réciproquement, calculer, pour une altitude données, quelle valeur du nombre de Mach correspond à une valeur données de (T_i).

En dernier lieu, il existe aussi des limites admissibles en termes de Pression d'impact (Q_c), elles sont surtout liées aux phénomènes de saturation des servocommandes sur les avions conçus avant les années 60, il convient donc, là aussi, d'être capable de calculer (Q_c) en tout point du domaine de vol, et réciproquement, calculer, pour une altitude données, quelle valeur du nombre de Mach correspond à une valeur données de (Q_c).

Toutes ces informations sont accessibles sous diverses formes, que ce soit dans la définition ISO de l'atmosphère standard, ses déclinaison US (voir Measurement of Aircraft Airspeed and Altitude dans la bibliographie) ou dans les sections des manuels de vol traitant des performances (voir celui du F/A-18 référencé dans la bibliographie), alors, quel besoin de les revisiter ?

La première raison tient au domaine couvert, les documents du type NATOPS couvrent en général des altitudes allant du niveau de la mer à 65,000ft et des nombre de Mach compris entre 0 et 2 ou 2.5 au plus. Si l'on souhaite étudier des profils de vol particulier, du type climb-zoom par exemple, même pour des avions courants, il faut étendre le domaine jusqu'à des altitudes de l'ordre de 75,000 à 80,000ft. Si on considère des avions plus marginaux comme le SR-71, le domaine doit être encore étendu jusqu'à des altitudes de l'ordre de 85,000 ou 90,000ft et des nombres de Mach de 3.0 ou 3.2. En conséquence j'ai choisi couvrir les altitudes du niveau de la mer à 100,000ft et les nombre de Mach de 0 à 3.0.

L'autre raison tient à la forme même des données fournies par ces documents. Dans le meilleur des cas, ce sont des tableaux de chiffres donnant les valeurs d'une grandeur quelconque pour un grand nombre de valeurs des paramètres de contrôle (incrément de 100ft pour l'altitude dans « Measurement of Aircraft Airspeed and Altitude ») et sinon des graphiques, dont il n'est possible d'extraire les valeurs qu'au prix de manipulations longues et qui donnent

des résultats notoirement imprécis. Dans les deux cas, ces formats ne permettent pas d'utiliser ces valeurs dans des traitements numériques. C'est pourquoi vous trouverez dans les annexes la description de fonctions VB utilisables dans un tableur Excel (© Microsoft) pour lire toutes les grandeurs physiques décrites dans ce document pour l'atmosphère standard.

L'étude des variations autour de l'atmosphère standard (type ISA+15...) n'a pas vocation à être couverte par ce travail.

B. Les données de base (Ps, ρ, Ts)

Il s'agit de données qui seront considérées comme originelles et non calculées (il existe néanmoins des modèles théoriques qui permettent de les prédire, voir à ce sujet « Measurement of Aircraft Airspeed and Altitude »).

Elles peuvent être utilisées pour elle-même, comme la masse volumique $\rho(Z)$ comme expliqué plus haut, ou pour calculer des grandeurs dérivées.

Cela concerne en premier lieu la pression statique : $P_s(Z)$, dont on trouvera les valeurs en annexes, [Table A1](#), extraites du document de la NASA et comparées aux valeurs extraites du NATOPS pour les altitudes inférieures à 65,000ft. On peut constater une coïncidence quasi parfaite, l'écart étant imputable au nombre de chiffre significatifs différents pour les deux sources.

Vient ensuite la masse volumique $\rho(Z)$ dont on trouvera les valeurs en annexes, [Table A3](#), extraites du document de la NASA et comparées aux valeurs extraites du NATOPS pour les altitudes inférieures à 65,000ft. Là aussi la coïncidence est quasi parfaite, l'écart étant imputable au nombre de chiffre significatifs différents pour les deux sources.

Dans de nombreux documents anglo-saxons, on trouve utilisée la dénomination de densité (Density) pour le rapport $\frac{\rho(Z)}{\rho_0}$ où ρ_0 est masse volumique de l'air à niveau de la mer (altitude zéro).

En dernier lieu la température statique : $T_s(Z)$, dont on trouvera les valeurs en annexes, [Table A5](#), extraites du document de la NASA et comparées aux valeurs extraites du NATOPS toujours avec une parfaite coïncidence.

C. Vitesse du son (a), relation entre la Vitesse Air (Va, TAS) et le nombre de Mach (M).

Par définition, le nombre de Mach M est le rapport entre la vitesse de l'air en un point V_a (TAS, True Air Speed) et la célérité du son en ce point, notée $a(Z)$.

$$M = \frac{V_a}{a(Z)} \text{ et donc } V_a = M \cdot a(Z)$$

Dans un gaz parfait, la vitesse ou célérité du son ne dépend que de la température statique: T_s , de la constante spécifique (ou individuelle) de l'air, notée R_s et du coefficient adiabatique, γ défini comme le rapport de ses capacités thermiques à pression constante (isobare) C_p et à volume constant (isochore) C_v . Cette relation est :

$$a(Z) = \sqrt{\gamma \cdot R_s \cdot T_s(Z)}$$

Si on considère γ et R_s comme constant entre 0 et 100,000ft et en prenant $\gamma = 1.4$ et $R_s = 287.058 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$, on peut calculer $a(Z)$ à partir de $T_s(Z)$ lue dans la table A5.

On constate alors que la valeur obtenue par calcul est strictement identique aux valeurs de référence données dans la table A7 du document NASA.

L'ensemble des valeurs (NASA, NATOPS, calculées) et leurs différences relatives sont données en annexes, [Table A7](#).

On peut donc en déduire que les variations de γ et R_s dont on sait qu'elles existent dans certaines situations d'humidité en particulier, n'interviennent pas dans l'atmosphère standard entre 0 et 100,000ft au moins.

D. Vitesse Equivalente (Ve, EAS)

Equivalente à quoi ?... si on oublie la blague de potache, la vitesse équivalente (Ve) d'un aéronef à l'altitude Z est celle qui lui applique les mêmes efforts (forces et moments) aérodynamiques qu'au même aéronef au niveau de la mer ($Z=0$) si sa vitesse air (V_a) est égale à V_e (et que l'on néglige tous les effets de la compressibilité, c'est-à-dire que l'on considère C_x , C_z ... comme constant).

La vitesse équivalente (Ve) est donc une vitesse air (V_a) corrigée de la racine carrée du rapport de masse volumique.

$$V_e = V_a \cdot \sqrt{\frac{\rho(Z)}{\rho(0)}}$$

L'usage de la vitesse équivalente (Ve) dans le cadre de l'utilisation d'un aéronef est marginal, le seul cas connu d'avion possédant un instrument affichant la Ve est le SR-71 (l'Indicateur de vitesse gradué en KEAS).

Son usage est beaucoup plus fréquent dans le cadre des essais et de leur dépouillement, en particulier pour l'identification des coefficients aérodynamiques. En effet si on considère un effort aérodynamique générique, son expression peut être transformée comme suit :

$$F_i = \frac{1}{2} \cdot \rho(Z) \cdot C_i \cdot S \cdot V_a^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot C_i \cdot S \cdot V_e^2$$

On peut alors comparer toutes les mesures faites pour des V_e égales, et ce quel que soit l'altitude au moment de la mesure.

E. Température d'impact (Ti).

La température d'impact (ou température totale), notée T_i est la température locale qu'aurait le flux d'air si celui-ci s'arrêtait sur un obstacle perpendiculaire à la vitesse.

Dans une telle configuration, et si la situation dure assez longtemps, on peut penser que cela deviendra aussi la température locale de l'obstacle (sauf si il est refroidie par un dispositif particulier).

A ce titre, la nature du revêtement d'une partie de l'avion qui se trouverait localement orthogonal au flux d'air (bord d'attaque, vitrage...) peut imposer une limitation en température d'impact.

Elle se calcule à partir de la température statique (T_s), du nombre de Mac (M) et de γ par :

$$T_i = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right) \cdot T_s(Z)$$

Réciproquement, pour toute valeur de T_i supérieure à $T_s(Z)$ on a :

$$M = \sqrt{\frac{2}{(\gamma - 1)} \cdot \left(\frac{T_i}{T_s(Z)} - 1\right)}$$

On constate que la valeur de T_i ne dépend que du nombre de Mach et de la température statique T_s .

Si celle-ci reste constante en fonction de l'altitude, comme c'est le cas entre 36,000 et 65,000ft environ, alors la température d'impact ne dépend que du nombre de Mach et de la température statique T_s à 36,000ft.

C'est pour cette raison que l'on trouvera parfois une définition de limitation du domaine de vol en température d'impact traduite en une limitation en nombre de Mach « en atmosphère standard ».

Par exemple, une limitation à 135°C est équivalente à une limitation à $M=2.1$ entre 36,000 et 65,000ft, si l'avion n'a aucune raison de dépasser les 65,000ft et qu'il n'est pas d'usage de voler en haut supersonique en dessous de la tropopause (36,000ft), alors le manuel d'utilisation indiquera que la limitation à 135°C est équivalente à une limitation à $M=2.1$ sans aucune précision d'altitude.

F. Pression d'impact (Qc).

La pression d'impact (Q_c) est la différence entre la pression totale (P_t) et la pression statique (P_s), c'est donc ce que mesure une sonde Pitot, elle varie avec le nombre de Mach et l'altitude, on la note parfois $\Delta P = P_t - P_s$.

Il convient donc de noter que, contrairement à la température d'impact qui est la même chose que la température totale, la pression d'impact, elle, n'est que la différence $P_t - P_s$. En effet, cette pression d'impact représente l'effort local qui s'applique sur la peau soumise à

la pression totale d'un côté, et à la pression statique de l'autre.

Le calcul de Q_c se fait à partir de formules qui permettent de calculer le rapport $\frac{Q_c}{P_s}$ qui lui ne dépend que du nombre de Mach (M), ensuite on obtient simplement Q_c par :

$$Q_c(M, Z) = P_s(Z) \cdot \frac{Q_c}{P_s}(M)$$

Le calcul de $\frac{Q_c}{P_s}$ pour un écoulement isentropique (et on considérera qu'un écoulement subsonique est isentropique) est donné par la formule :

$$(f1) \frac{Q_c}{P_s} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1$$

Pour les écoulements supersoniques, on trouve dans la littérature plusieurs formulations différentes:

$$\frac{P_t}{P_s} = \left[\frac{\gamma + 1}{2} \cdot M^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \cdot \left(\frac{\gamma + 1}{(1 - \gamma + 2\gamma M^2)}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

$$P_t = \frac{\gamma + 1}{2} \cdot M^2 \cdot P_s \cdot \left(\frac{(\gamma + 1) \cdot M^2}{4\gamma M^2 - 2(\gamma - 1)}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

Mais elles sont toutes équivalente à la formule suivante :

$$(f2) \frac{Q_c}{P_s} = \left[\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \cdot \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}\right]^{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}} \cdot \frac{M^{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}}}{\left(\frac{2\gamma}{\gamma - 1} M^2 - 1\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}} - 1$$

Toujours à utiliser avec $\gamma=1.4$

On trouve dans le document NASA la table A26 donnant les valeurs de $\frac{Q_c}{P}$ pour des nombres de Mach allant de 0 à 3.0.

Ces valeurs confirment que (f1) est utilisée pour les valeurs du nombre de Mach inférieures ou égales à 1.00 et (f2) pour les valeurs du nombre de Mach supérieures à 1.00

On trouvera donc en annexe de ce document, une copie de la [Table A26](#) avec la comparaison des valeurs calculées par les formules ci-dessus d'avec celle extraites du document NASA.

G. Vitesse conventionnelle (Vc, CAS)

Pour calculer la vitesse conventionnelle (V_c ou CAS) à partir du nombre de Mach et de l'altitude (Z), on trouve dans la littérature (voir la bibliographie) deux formules aux domaines d'application disjoints.

La première est une formule explicite, réputée valide pour les écoulements subsoniques, dite formule de S^t Venant :

$$(g1) V_c = a_0 \sqrt{5 \left[\left(\frac{Q_c(M, Z)}{P_0} + 1 \right)^{\frac{2}{\gamma}} - 1 \right]}$$

On remarque que M et Z n'interviennent pas directement, mais par l'intermédiaire de la Pression d'impact Q_c , (voir paragraphe précédent).

On remarque aussi que la valeur 1.4 pour γ a été utilisée. De manière générale, on allègera les expressions avec :

- $7 = 2 \cdot \gamma / (\gamma - 1)$
- $6 = (\gamma + 1) / (\gamma - 1)$
- $5 = 2 / (\gamma - 1)$
- $3.5 = \gamma / (\gamma - 1)$
- $2.5 = 1 / (\gamma - 1)$
- $1.2 = [1 + (\gamma - 1) / 2]$
- $0.2 = (\gamma - 1) / 2$

La seconde expression, réputée valide en aval d'un choc droit, est implicite, c'est-à-dire qu'elle exprime le fait que V_c est la solution de l'équation dite de Rayleigh:

$$(g2) \ a_0 \cdot \left[\left(\frac{Q_c(M,Z)}{P_0} + 1 \right) \cdot \left(7 \cdot \left(\frac{x}{a_0} \right)^2 - 1 \right)^{2.5} \cdot \frac{1}{6^{2.5} \cdot 1.2^{3.5}} \right]^{\frac{1}{7}} - x = 0$$

Toujours avec $\gamma=1.4$

Il n'existe, bien entendu, pas de méthode littérale pour résoudre une telle équation, il faudra donc envisager une résolution numérique.

Avant cela, il convient de se poser la question de quelle expression doit être utilisée dans quel portion du domaine.

L'expression (g1) est dite valide pour des vitesses subsoniques, (g2) est dite valide en aval d'un choc droit, critère souvent assimilé à celui d'un écoulement supersonique.

Ce critère doit être interprété de manière assez particulière, puisque il faut comprendre comme vitesse subsonique une valeur de vitesse conventionnelle (V_c) inférieure à la vitesse du son au niveau de la mer (a_0), et comme vitesse supersonique une valeur de V_c supérieure à a_0 , alors que la définition usuelle d'un écoulement subsonique est un écoulement dans lequel le nombre de Mach (M) est partout inférieur à 1.00.

Dans tous les cas, il conviendra donc d'utiliser une des expressions, de comparer la valeur de V_c trouvée à a_0 ce qui permet de savoir si on a utilisé ou non la bonne.

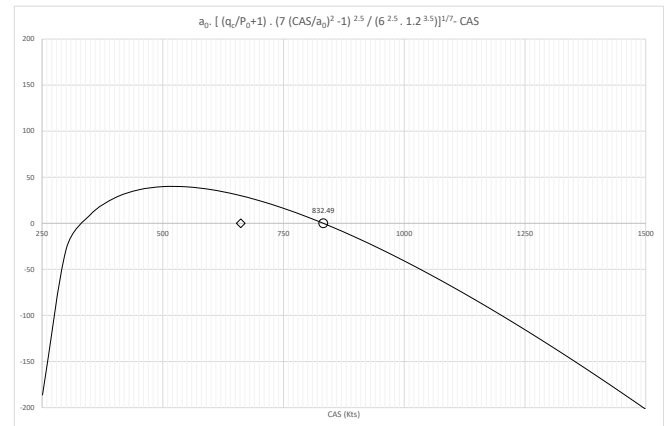
En pratique, on commencera par utiliser (g1) et si la valeur de V_c trouvée est supérieure à a_0 on cherchera alors à résoudre (g2).

Rien ne permet d'affirmer que (g2) a toujours une solution, ni qu'elle n'en a pas plusieurs, il reste donc à espérer que pour toutes les valeurs de M et de Z pour lesquelles (g1)

donne une valeur de V_c supérieure à a_0 alors (g2) admet au moins une solution et une seule supérieure à a_0 .

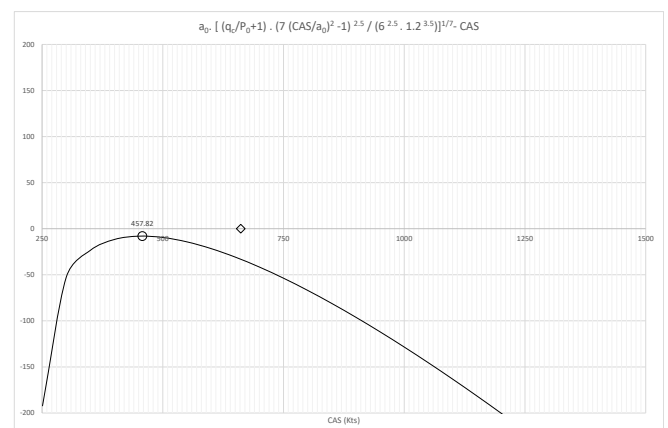
Pour commencer, prenons par exemple le cas M=1.60 et Z=15,000ft, (g1) donne une valeur de 825.44Kts nettement supérieure à a_0 661.48Kts et donc non valide.

Traçons alors (g2) pour des valeurs de x allant de $\frac{a_0}{7}$ à 3.00, l'expression n'étant pas définie pour des valeurs inférieures.



On constate que l'équation admet deux solutions, dont l'une seulement est supérieure aux 661.48Kts, la solution à retenir est donc $V_c = 832.49$ Kts.

Changeons d'exemple pour M=1.60 et Z=50,000ft, si on trace (2) on obtient :



On voit que l'équation n'admet aucune solution, au contraire l'expression (g1) donne une valeur $V_c=425.61$, inférieure aux 661.48Kts, et donc valide.

De manière à vérifier que cette démarche permet de couvrir l'ensemble du domaine Z dans [0 ; 100,000ft] et Mach dans [0.00-3.00], nous l'avons appliquée avec un pas de 1,000ft et 0.1 de Mach, chaque fois une valeur unique de V_c a été trouvée, soit par (g1), soit par (g2) et ce en respectant le critère de validité.

Cette table devient alors un support discret pour l'évaluation de la fonction $V_c(M, Z)$ par interpolation bilinéaire.

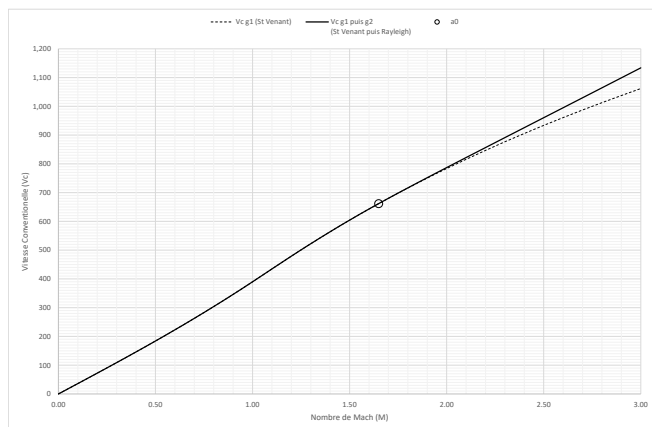
A partir de cette même table, il est maintenant possible de construire, toujours par interpolation, une table de valeur de nombre de Mach pour des valeurs de Z avec le même incrément de 1,000ft et des valeurs de V_c de 0 à 2,000 par incrément de 50, table qui devient alors un support discret pour l'évaluation de la fonction $M(V_c, Z)$ par interpolation bilinéaire.

Pour valider ces résultats, on peut les comparer à la table NASA A13 qui donne des valeurs de V_a (TAS) pour des couples (V_c, Z) . La première étape consiste à transformer A13 en remplaçant les valeurs de V_a par des valeurs de Mach, puis inverser la table par interpolation linéaire et obtenir une table de valeurs de V_a pour les couples (M, Z) . En chacun des points de cette table, il est possible de comparer la valeur issue de A13 à celle obtenue par $V_c(M, Z)$ basée sur la table d'interpolation calculée à partir de $(g1)$ et $(g2)$.

L'ensemble de ces résultats est disponible dans l'annexe [Table 13](#). On constate que l'écart ne dépasse jamais 5Kts en dessous de 90,000ft, et n'est jamais supérieur à 1Kts en dessous de 50,000ft.

Une question Qui mérite d'être étudiée est celle du raccordement des méthodes de résolution basée sur les 2 expressions : à partir de quelle valeur divergent-elles et que donnerait l'utilisation exclusive de $(g1)$, même lorsque V_c est supérieur à a_0 ?

Si, pour une altitude donnée, ici 30,000ft, on trace les deux courbes $V_c(M)$, l'une basée uniquement sur la formule de St Venant $(g1)$ et l'autre basée sur $(g1)$ tant que la solution V_c reste inférieure à a_0 puis sur la formule de Rayleigh, on obtient :

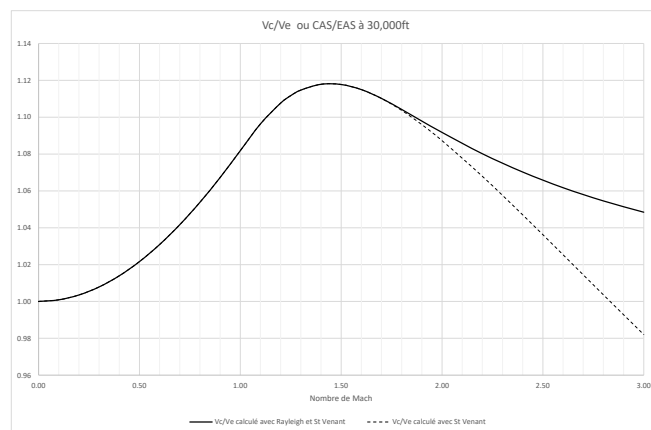


Même si ce n'est pas graphiquement évident, on peut voir que les deux courbes se séparent, très doucement, dès que V_c devient supérieur à a_0 . La comparaison graphique

directe étant peu intuitive, on peut choisir de tracer deux courbes mesurant la divergence de chacune des courbes par rapport à une référence qui leur serait commune, et si possible assez proche. On choisit comme référence commune

$$V_e(M, Z = 30,000ft) = M \cdot a(30,000ft) \sqrt{\frac{\rho(30,000ft)}{\rho(0)}}$$

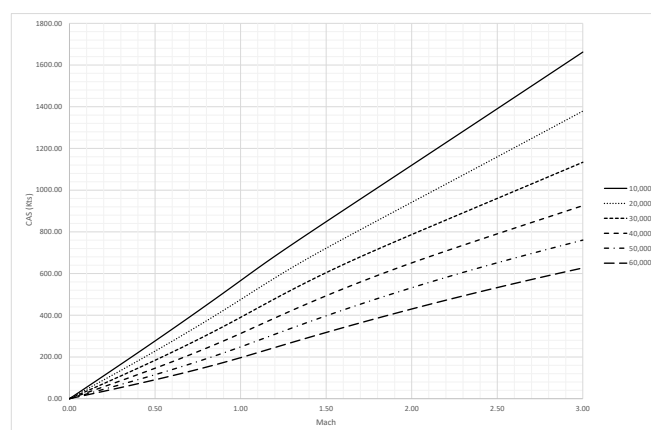
Pour cela, on trace les deux courbes $\frac{V_c}{V_e}(M)$ ou $\frac{CAS}{EAS}(M)$ pour une altitude donnée (par exemple 30,000ft), on obtient alors :



On voit que les deux courbes divergent à partir d'approximativement $M=1.65$, point correspondant à une valeur de V_c (CAS) égale à a_0 .

Maintenant que les fonctions $V_c(M, Z)$ et $M(V_c, Z)$ sont validées, on peut tenter d'illustrer comment varie la vitesse conventionnelle en fonction du Mach, et ce pour différentes altitudes.

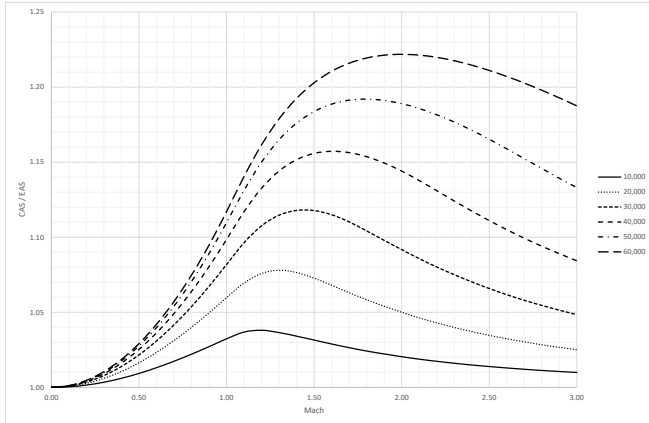
Si on traçait simplement V_c en fonction du Mach,



on constaterait deux phénomènes: d'une part aucune des courbes $V_c(M)$ n'est parfaitement linéaire, d'autre part chacune des courbes reste néanmoins assez proche d'une droite que l'on identifie assez facilement comme $V_e(M)$ ou $EAS(M)$, la pente de cette droite étant naturellement $\sqrt{\frac{\rho(Z)}{\rho(0)}}$.

Pour neutraliser l'effet de la variation de masse volumique et se concentrer sur l'effet de la compressibilité, on choisit donc de tracer les courbes $\frac{V_c}{V_e}(M)$ ou $\frac{CAS}{EAS}(M)$, chacune pour une altitude, représentant en fonction de M le rapport entre V_c et V_e (CAS/EAS).

On obtient alors :



On peut alors constater plusieurs choses :

- L'effet de la compressibilité (écart entre V_c et V_e) augmente globalement avec l'altitude.
- Pour une même altitude, l'effet de la compressibilité augmente jusqu'à une certaine valeur de Mach, puis diminue.
- La valeur de Mach correspondant à l'effet maximum de la compressibilité augmente avec l'altitude.

H. Annexes

- Table A1 de pression statique

Altitude (ft)	Static Pressure (HG)	Static Pressure Ratio (P/P0)	Deviation from NATOPS %
0	29.921300	1.000000	0.00%
1,000	28.855700	0.964387	-0.01%
2,000	27.821000	0.929806	0.00%
3,000	26.816700	0.896241	-0.01%
4,000	25.843800	0.863726	0.01%
5,000	24.895900	0.832046	-0.02%
6,000	23.978200	0.801376	-0.01%
7,000	23.088100	0.771628	-0.01%
8,000	22.225000	0.742782	0.02%
9,000	21.388100	0.714812	-0.01%
10,000	20.577000	0.687704	-0.01%
11,000	19.790900	0.661432	0.00%
12,000	19.029400	0.635982	0.00%
13,000	18.291700	0.611327	0.01%
14,000	17.577400	0.587454	-0.01%
15,000	16.885800	0.564340	0.09%
16,000	16.216400	0.541968	-0.02%
17,000	15.568700	0.520322	-0.01%
18,000	14.942100	0.499380	0.01%
19,000	14.336100	0.479127	-0.03%
20,000	13.750100	0.459542	0.00%
21,000	13.183700	0.440613	0.03%
22,000	12.636300	0.422318	-0.03%
23,000	12.107500	0.404645	-0.02%
24,000	11.596700	0.387573	-0.03%
25,000	11.103500	0.371090	0.03%
26,000	10.627500	0.355182	-0.02%
27,000	10.168100	0.339828	-0.02%
28,000	9.724910	0.325016	0.00%
29,000	9.297500	0.310732	0.01%
30,000	8.885440	0.296960	0.00%
31,000	8.488290	0.283687	0.00%
32,000	8.105630	0.270898	0.00%
33,000	7.737070	0.258581	0.00%
34,000	7.382190	0.246720	0.00%
35,000	7.040620	0.235305	-0.01%
36,000	6.711950	0.224320	0.00%
37,000	6.396990	0.213794	0.00%
38,000	6.096800	0.203761	0.00%
39,000	5.810700	0.194199	-0.01%
40,000	5.538020	0.185086	0.00%
41,000	5.278140	0.176401	0.00%
42,000	5.030451	0.168123	0.01%
43,000	4.794391	0.160233	0.01%
44,000	4.569411	0.152714	0.01%
45,000	4.354981	0.145548	0.00%
46,000	4.150610	0.138718	-0.01%
47,000	3.955840	0.132208	0.00%
48,000	3.770201	0.126004	0.01%
49,000	3.593281	0.120091	0.01%
50,000	3.424660	0.114456	-0.01%

Altitude (ft)	Static Pressure (HG)	Static Pressure Ratio (P/P0)	Deviation from NATOPS %
51,000	3.263950	0.109084	0.00%
52,000	3.110790	0.103966	-0.01%
53,000	2.964810	0.099087	-0.01%
54,000	2.825680	0.094437	-0.01%
55,000	2.693080	0.090005	0.00%
56,000	2.566700	0.085782	-0.01%
57,000	2.446250	0.081756	0.01%
58,000	2.331460	0.077920	0.02%
59,000	2.222050	0.074263	0.00%
60,000	2.117780	0.070778	-0.01%
61,000	2.018400	0.067457	0.02%
62,000	1.923680	0.064291	-0.02%
63,000	1.833410	0.061274	0.02%
64,000	1.747370	0.058399	0.02%
65,000	1.665380	0.055659	0.02%
66,000	1.587230	0.053047	
67,000	1.512840	0.050561	
68,000	1.442030	0.048194	
69,000	1.374630	0.045942	
70,000	1.310460	0.043797	
71,000	1.249380	0.041756	
72,000	1.191220	0.039812	
73,000	1.135840	0.037961	
74,000	1.083110	0.036199	
75,000	1.032900	0.034521	
76,000	0.985074	0.032922	
77,000	0.939529	0.031400	
78,000	0.961480	0.032134	
79,000	0.854826	0.028569	
80,000	0.815462	0.027254	
81,000	0.777962	0.026000	
82,000	0.742233	0.024806	
83,000	0.708192	0.023668	
84,000	0.675756	0.022584	
85,000	0.644846	0.021551	
86,000	0.615390	0.020567	
87,000	0.587317	0.019629	
88,000	0.560560	0.018734	
89,000	0.535056	0.017882	
90,000	0.510745	0.017070	
91,000	0.487570	0.016295	
92,000	0.465475	0.015557	
93,000	0.444410	0.014853	
94,000	0.424324	0.014181	
95,000	0.405172	0.013541	
96,000	0.386908	0.012931	
97,000	0.369490	0.012349	
98,000	0.352879	0.011794	
99,000	0.337035	0.011264	
100,000	0.321922	0.010759	

- Table A3 de masse volumique

Altitude (ft)	Volumic Weight (lbs / ft 3)	Density Ratio (Rho/Rho0)	Deviation from NATOPS %
0	0.076474	1.000000	0.00%
1,000	0.074261	0.971062	0.00%
2,000	0.072098	0.942778	0.00%
3,000	0.069983	0.915121	0.00%
4,000	0.067916	0.888093	0.00%
5,000	0.065846	0.861025	-0.08%
6,000	0.063922	0.835866	0.00%
7,000	0.061993	0.810642	0.01%
8,000	0.060110	0.786019	0.00%
9,000	0.058271	0.761971	0.00%
10,000	0.056475	0.738486	0.00%
11,000	0.054721	0.715550	-0.01%
12,000	0.053010	0.693177	0.00%
13,000	0.051340	0.671339	0.01%
14,000	0.049710	0.650025	0.00%
15,000	0.048120	0.629233	0.01%
16,000	0.046570	0.608965	-0.01%
17,000	0.045058	0.589194	0.00%
18,000	0.043584	0.569919	0.00%
19,000	0.042147	0.551128	0.01%
20,000	0.040746	0.532809	0.00%
21,000	0.039382	0.514972	-0.01%
22,000	0.038052	0.497581	0.00%
23,000	0.036758	0.480660	-0.01%
24,000	0.035497	0.464171	-0.01%
25,000	0.034270	0.448126	0.01%
26,000	0.033075	0.432500	0.00%
27,000	0.031912	0.417292	0.00%
28,000	0.030781	0.402503	0.00%
29,000	0.029681	0.388119	0.00%
30,000	0.028611	0.374127	0.01%
31,000	0.027571	0.360528	0.01%
32,000	0.026561	0.347321	0.01%
33,000	0.025578	0.334467	-0.01%
34,000	0.024624	0.321992	0.00%
35,000	0.023697	0.309870	-0.01%
36,000	0.022798	0.298114	0.00%
37,000	0.021746	0.284358	-0.01%
38,000	0.020725	0.271007	0.00%
39,000	0.019753	0.258297	0.00%
40,000	0.018826	0.246175	-0.01%
41,000	0.017942	0.234616	0.01%
42,000	0.017100	0.223607	0.00%
43,000	0.016298	0.213119	0.01%
44,000	0.015533	0.203115	0.01%
45,000	0.014804	0.193582	-0.01%
46,000	0.014109	0.184494	0.00%
47,000	0.013447	0.175838	0.02%
48,000	0.012816	0.167586	-0.01%
49,000	0.012215	0.159727	0.02%
50,000	0.011642	0.152235	0.02%

Altitude (ft)	Volumic Weight (lbs / ft 3)	Density Ratio (Rho/Rho0)	Deviation from NATOPS %
51,000	0.011095	0.145082	-0.01%
52,000	0.010575	0.138282	-0.01%
53,000	0.010078	0.131783	-0.01%
54,000	0.009606	0.125605	0.00%
55,000	0.009155	0.119710	0.01%
56,000	0.008725	0.114092	-0.01%
57,000	0.008316	0.108739	0.04%
58,000	0.007925	0.103635	0.03%
59,000	0.007554	0.098772	0.00%
60,000	0.007199	0.094138	0.00%
61,000	0.006861	0.089719	0.00%
62,000	0.006539	0.085510	0.00%
63,000	0.006231	0.081484	-0.02%
64,000	0.005940	0.077672	0.00%
65,000	0.005661	0.074028	0.00%
66,000	0.005393	0.070515	
67,000	0.005133	0.067117	
68,000	0.004864	0.063598	
69,000	0.004651	0.060814	
70,000	0.004427	0.057894	
71,000	0.004215	0.055118	
72,000	0.004013	0.052479	
73,000	0.003821	0.049970	
74,000	0.003639	0.047578	
75,000	0.003465	0.045315	
76,000	0.003300	0.043157	
77,000	0.003143	0.041104	
78,000	0.002994	0.039153	
79,000	0.002852	0.037295	
80,000	0.002717	0.035528	
81,000	0.002589	0.033855	
82,000	0.002666	0.034862	
83,000	0.002350	0.030729	
84,000	0.002239	0.029278	
85,000	0.002136	0.027931	
86,000	0.002036	0.026623	
87,000	0.001938	0.025342	
88,000	0.001867	0.024414	
89,000	0.001761	0.023027	
90,000	0.001679	0.021955	
91,000	0.001600	0.020922	
92,000	0.001526	0.019954	
93,000	0.001455	0.019026	
94,000	0.001387	0.018137	
95,000	0.001323	0.017300	
96,000	0.001261	0.016489	
97,000	0.001203	0.015731	
98,000	0.001147	0.014999	
99,000	0.001094	0.014306	
100,000	0.001044	0.013652	

- Tables A5 de température statiques

Altitude (ft)	Static Température (°C)	Deviation from NATOPS %
0	15.000000	0.00%
1,000	13.019000	0.00%
2,000	11.038000	0.00%
3,000	9.056000	-0.01%
4,000	7.075000	0.00%
5,000	5.094000	0.00%
6,000	3.113000	0.00%
7,000	1.132000	0.00%
8,000	-0.850000	0.12%
9,000	-2.831000	0.00%
10,000	-4.812000	0.00%
11,000	-6.793000	0.00%
12,000	-8.774000	0.00%
13,000	-10.756000	0.00%
14,000	-12.737000	0.00%
15,000	-14.718000	0.00%
16,000	-16.699000	0.00%
17,000	-18.680000	-0.01%
18,000	-20.662000	0.00%
19,000	-22.643000	0.00%
20,000	-24.624000	0.00%
21,000	-26.605000	0.00%
22,000	-28.586000	0.00%
23,000	-30.568000	0.00%
24,000	-32.549000	0.00%
25,000	-34.530000	0.00%
26,000	-36.511000	0.00%
27,000	-38.492000	0.00%
28,000	-40.474000	0.00%
29,000	-42.455000	0.00%
30,000	-44.436000	0.00%
31,000	-46.417000	0.00%
32,000	-48.398000	0.00%
33,000	-50.380000	0.00%
34,000	-52.361000	0.00%
35,000	-54.342000	0.00%
36,000	-56.323000	0.00%
37,000	-56.500000	0.00%
38,000	-56.500000	0.00%
39,000	-56.500000	0.00%
40,000	-56.500000	0.00%
41,000	-56.500000	0.00%
42,000	-56.500000	0.00%
43,000	-56.500000	0.00%
44,000	-56.500000	0.00%
45,000	-56.500000	0.00%
46,000	-56.500000	0.00%
47,000	-56.500000	0.00%
48,000	-56.500000	0.00%
49,000	-56.500000	0.00%
50,000	-56.500000	0.00%

Altitude (ft)	Static Température (°C)	Deviation from NATOPS %
51,000	-56.500000	0.00%
52,000	-56.500000	0.00%
53,000	-56.500000	0.00%
54,000	-56.500000	0.00%
55,000	-56.500000	0.00%
56,000	-56.500000	0.00%
57,000	-56.500000	0.00%
58,000	-56.500000	0.00%
59,000	-56.500000	0.00%
60,000	-56.500000	0.00%
61,000	-56.500000	0.00%
62,000	-56.500000	0.00%
63,000	-56.500000	0.00%
64,000	-56.500000	0.00%
65,000	-56.500000	0.00%
66,000	-56.383000	
67,000	-56.078000	
68,000	-55.774000	
69,000	-55.469000	
70,000	-55.164000	
71,000	-54.859000	
72,000	-54.554000	
73,000	-54.250000	
74,000	-53.945000	
75,000	-53.640000	
76,000	-53.335000	
77,000	-53.030000	
78,000	-52.726000	
79,000	-52.421000	
80,000	-52.116000	
81,000	-51.811000	
82,000	-51.506000	
83,000	-51.202000	
84,000	-50.897000	
85,000	-50.592000	
86,000	-50.287000	
87,000	-49.982000	
88,000	-49.678000	
89,000	-49.373000	
90,000	-49.068000	
91,000	-48.763000	
92,000	-48.458000	
93,000	-48.154000	
94,000	-47.849000	
95,000	-47.544000	
96,000	-47.239000	
97,000	-46.934000	
98,000	-46.630000	
99,000	-46.325000	
100,000	-46.020000	

- Tables A7 de vitesse du son

Altitude (ft)	Speed of Sound (Kts)	Speed of Sound (m/s)	Speed of Sound (ft/s)	Speed of Sound Ratio	Deviation from NATOPS	Ts (K) from A5	a(Ts) m/s	Deviation from NASA %
0	661.48000	340.29471	1116.4524	1.000000	0.00%	288.15000	340.29702	0.00%
1,000	659.20000	339.12177	1112.6042	0.996553	0.00%	286.16900	339.12525	0.00%
2,000	656.92000	337.94884	1108.7560	0.993106	0.00%	284.18800	337.94942	0.00%
3,000	654.62000	336.76562	1104.8740	0.989629	0.00%	282.20600	336.76889	0.00%
4,000	652.32000	335.58240	1100.9921	0.986152	0.00%	280.22500	335.58480	0.00%
5,000	650.01000	334.39403	1097.0932	0.982660	0.00%	278.24400	334.39652	0.00%
6,000	647.69000	333.20052	1093.1775	0.979153	0.00%	276.26300	333.20400	0.00%
7,000	645.35000	331.99672	1089.2280	0.975615	0.00%	274.28200	332.00719	0.00%
8,000	643.03000	330.80321	1085.3123	0.972108	0.00%	272.30000	330.80545	0.00%
9,000	640.68000	329.59426	1081.3460	0.968555	0.00%	270.31900	329.59994	0.00%
10,000	638.33000	328.38532	1077.3796	0.965003	0.00%	268.33800	328.39000	0.00%
11,000	635.97000	327.17123	1073.3964	0.961435	0.00%	266.35700	327.17559	0.00%
12,000	633.60000	325.95200	1069.3963	0.957852	-0.01%	264.37600	325.95666	0.00%
13,000	631.22000	324.72762	1065.3793	0.954254	0.00%	262.39400	324.73252	0.00%
14,000	628.84000	323.50324	1061.3623	0.950656	0.00%	260.41300	323.50438	0.00%
15,000	626.44000	322.26857	1057.3116	0.947028	0.00%	258.43200	322.27156	0.00%
16,000	624.03000	321.02876	1053.2439	0.943385	0.00%	256.45100	321.03401	0.00%
17,000	621.62000	319.78895	1049.1763	0.939741	0.00%	254.47000	319.79166	0.00%
18,000	619.19000	318.53885	1045.0749	0.936068	0.00%	252.48800	318.54384	0.00%
19,000	616.76000	317.28875	1040.9736	0.932394	0.00%	250.50700	317.29174	0.00%
20,000	614.32000	316.03351	1036.8553	0.928705	0.00%	248.52600	316.03469	0.00%
21,000	611.86000	314.76797	1032.7033	0.924986	0.00%	246.54500	314.77261	0.00%
22,000	609.40000	313.50244	1028.5513	0.921267	0.00%	244.56400	313.50546	0.00%
23,000	606.93000	312.23176	1024.3824	0.917533	0.00%	242.58200	312.23251	0.00%
24,000	604.44000	310.95080	1020.1797	0.913769	0.00%	240.60100	310.95501	0.00%
25,000	601.95000	309.66983	1015.9771	0.910005	0.00%	238.62000	309.67223	0.00%
26,000	599.44000	308.37857	1011.7407	0.906210	0.00%	236.63900	308.38412	0.00%
27,000	596.93000	307.08732	1007.5043	0.902416	0.00%	234.65800	307.09060	0.00%
28,000	594.41000	305.79092	1003.2510	0.898606	0.00%	232.67600	305.79095	0.00%
29,000	591.87000	304.48423	998.96402	0.894766	0.00%	230.69500	304.48642	0.00%
30,000	589.32000	303.17240	994.66010	0.890911	0.00%	228.71400	303.17628	0.00%
31,000	586.76000	301.85542	990.33931	0.887041	-0.01%	226.73300	301.86044	0.00%
32,000	584.20000	300.53844	986.01851	0.883171	0.00%	224.75200	300.53885	0.00%
33,000	581.61000	299.20603	981.64709	0.879256	-0.01%	222.77000	299.21075	0.00%
34,000	579.02000	297.87362	977.27566	0.875340	-0.01%	220.78900	297.87740	0.00%
35,000	576.42000	296.53606	972.88735	0.871410	0.00%	218.80800	296.53806	0.00%
36,000	573.80000	295.18822	968.46529	0.867449	-0.01%	216.82700	295.19264	0.00%
37,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
38,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
39,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
40,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
41,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
42,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
43,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
44,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
45,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
46,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
47,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
48,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
49,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
50,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%

Altitude (ft)	Speed of Sound (Kts)	Speed of Sound (m/s)	Speed of Sound (ft/s)	Speed of Sound Ratio	Deviation from NATOPS	Ts (K) from A5	a(Ts) m/s	Deviation from NASA %
51,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
52,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
53,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
54,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
55,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
56,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
57,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
58,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
59,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
60,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
61,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
62,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
63,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
64,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
65,000	573.57000	295.06990	968.07710	0.867101	0.00%	216.65000	295.07213	0.00%
66,000	573.73000	295.15221	968.34714	0.867343		216.76700	295.15179	0.00%
67,000	574.13000	295.35798	969.02227	0.867948		217.07200	295.35936	0.00%
68,000	574.53000	295.56376	969.69739	0.868552		217.37600	295.56611	0.00%
69,000	574.93000	295.76954	970.37252	0.869157		217.68100	295.77339	0.00%
70,000	575.34000	295.98046	971.06452	0.869777		217.98600	295.98053	0.00%
71,000	575.73000	296.18110	971.72276	0.870366		218.29100	296.18752	0.00%
72,000	576.14000	296.39202	972.41477	0.870986		218.59600	296.39437	0.00%
73,000	576.54000	296.59780	973.08989	0.871591		218.90000	296.60039	0.00%
74,000	576.94000	296.80357	973.76501	0.872196		219.20500	296.80695	0.00%
75,000	577.34000	297.00935	974.44014	0.872800		219.51000	297.01337	0.00%
76,000	577.74000	297.21513	975.11526	0.873405		219.81500	297.21964	0.00%
77,000	578.15000	297.42605	975.80726	0.874025		220.12000	297.42577	0.00%
78,000	578.54000	297.62668	976.46551	0.874615		220.42400	297.63108	0.00%
79,000	578.95000	297.83761	977.15751	0.875234		220.72900	297.83692	0.00%
80,000	579.34000	298.03824	977.81576	0.875824		221.03400	298.04263	0.00%
81,000	579.75000	298.24916	978.50776	0.876444		221.33900	298.24819	0.00%
82,000	580.14000	298.44980	979.16601	0.877033		221.64400	298.45360	0.00%
83,000	580.54000	298.65557	979.84113	0.877638		221.94800	298.65821	0.00%
84,000	580.94000	298.86135	980.51625	0.878243		222.25300	298.86335	0.00%
85,000	581.34000	299.06713	981.19138	0.878847		222.55800	299.06834	0.00%
86,000	581.74000	299.27291	981.86650	0.879452		222.86300	299.27320	0.00%
87,000	582.13000	299.47354	982.52475	0.880042		223.16800	299.47791	0.00%
88,000	582.53000	299.67932	983.19987	0.880646		223.47200	299.68182	0.00%
89,000	582.93000	299.88510	983.87500	0.881251		223.77700	299.88626	0.00%
90,000	583.32000	300.08573	984.53324	0.881841		224.08200	300.09055	0.00%
91,000	583.72000	300.29151	985.20837	0.882445		224.38700	300.29471	0.00%
92,000	584.12000	300.49728	985.88349	0.883050		224.69200	300.49873	0.00%
93,000	584.51000	300.69792	986.54174	0.883640		224.99600	300.70195	0.00%
94,000	584.91000	300.90370	987.21686	0.884244		225.30100	300.90569	0.00%
95,000	585.30000	301.10433	987.87510	0.884834		225.60600	301.10929	0.00%
96,000	585.70000	301.31011	988.55023	0.885439		225.91100	301.31276	0.00%
97,000	586.10000	301.51588	989.22535	0.886043		226.21600	301.51609	0.00%
98,000	586.49000	301.71652	989.88360	0.886633		226.52000	301.71862	0.00%
99,000	586.88000	301.91715	990.54184	0.887223		226.82500	301.92168	0.00%
100,000	587.28000	302.12293	991.21697	0.887827		227.13000	302.12460	0.00%

- Tables A13 et dérivées, relations TAS, Mach, CAS

NASA A13 : TAS (Kts) from CAS and Z										
CAS (Kts) Altitude (ft)	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1,000
0	100.0	200.0	300.0	400.0	500.0	600.0	700.0	800.0	900.0	1,000.0
5,000	107.7	215.0	321.6	427.4	532.2	635.8	740.3	847.3	955.2	1,064.0
10,000	116.2	231.6	345.4	457.2	566.8	674.5	785.0	900.5	1,018.0	1,136.0
15,000	125.8	250.0	371.5	489.4	603.8	716.3	835.2	960.9	1,089.0	1,218.0
20,000	137.2	270.5	400.1	524.4	643.4	763.0	892.4	1,030.0	1,170.0	1,310.0
25,000	148.7	293.4	431.5	562.0	686.6	816.2	958.0	1,109.0	1,263.0	1,418.0
30,000	162.4	318.9	465.9	602.6	735.4	877.5	1,034.0	1,201.0	1,370.0	1,541.0
35,000	178.0	347.4	503.5	646.9	791.6	948.7	1,122.0	1,307.0	1,494.0	1,682.0
40,000	199.1	385.6	553.7	708.9	871.5	1,049.0	1,245.0	1,454.0	1,666.0	1,878.0
45,000	223.7	429.1	610.0	782.4	967.0	1,169.0	1,392.0	1,629.0	1,869.0	
50,000	251.0	476.4	671.6	865.7	1,076.0	1,306.0	1,559.0	1,827.0		
55,000	281.3	527.3	740.3	960.3	1,199.0	1,460.0	1,747.0			
60,000	314.9	581.8	817.9	1,068.0	1,340.0	1,636.0	1,961.0			
65,000	351.8	640.4	906.0	1,191.0	1,499.0	1,835.0				
70,000	394.8	709.9	1,013.0	1,338.0	1,690.0	2,073.0				
75,000	440.3	785.3	1,130.0	1,501.0	1,901.0					
80,000	489.4	870.3	1,263.0	1,684.0	2,139.0					
85,000	540.2	962.9	1,408.0	1,885.0						
90,000	596.2	1,071.0	1,576.0	2,111.0						
95,000	656.2	1,193.0	1,766.0							
100,000	722.2	1,330.0	1,979.0							

CAS from Mach and Z from NASA A13 (1/2)									
CAS (Kts) Altitude (ft)	0.00	0.20	0.40	0.60	0.80	1.00	1.20	1.40	1.60
0	0.00	132.30	264.59	396.89	529.18	661.48	793.78	926.07	
5,000	0.00	120.78	242.22	364.66	488.37	613.60	737.11	858.12	977.96
10,000	0.00	109.94	220.85	333.63	448.78	566.42	682.80	794.08	902.82
15,000	0.00	99.59	200.47	303.70	410.27	520.12	629.80	733.27	832.32
20,000	0.00	89.55	181.42	275.69	373.50	475.56	578.41	675.00	765.78
25,000	0.00	80.96	163.64	249.07	338.36	432.06	527.58	618.71	703.39
30,000	0.00	72.58	146.85	223.60	304.06	390.29	478.75	563.09	641.80
35,000	0.00	64.77	131.03	199.09	272.86	350.85	430.96	509.80	583.18
40,000	0.00	57.62	116.26	177.77	243.58	312.80	386.72	457.87	526.03
45,000	0.00	51.28	102.79	158.64	216.45	279.86	345.41	411.16	473.30
50,000	0.00	45.70	91.41	141.32	192.22	249.78	308.60	367.70	424.73
55,000	0.00	40.78	81.56	125.55	172.18	221.72	275.58	328.50	380.64
60,000	0.00	36.43	72.86	110.96	153.94	196.92	245.10	293.69	339.91
65,000	0.00	32.61	65.22	97.82	137.09	176.84	218.03	261.22	304.11
70,000	0.00	29.15	58.29	87.44	120.78	157.30	193.81	231.53	269.50
75,000	0.00	26.22	52.45	78.67	106.25	139.72	173.19	206.67	240.16
80,000	0.00	23.68	47.35	71.03	94.70	123.61	154.03	184.45	214.42
85,000	0.00	21.52	43.05	64.57	86.09	109.73	137.24	164.74	192.25
90,000	0.00	19.57	39.14	58.70	78.27	97.84	121.86	146.43	171.00
95,000	0.00	17.84	35.68	53.52	71.36	89.20	108.60	130.41	152.21
100,000	0.00	16.26	32.53	48.79	65.05	81.32	97.58	116.45	135.78

CAS from Mach and Z from NASA A13 (2/2)							
CAS (Kts) Altitude (ft)	1.80	2.00	2.20	2.40	2.60	2.80	3.00
0							
5,000							
10,000							
15,000	929.92						
20,000	854.13	941.89					
25,000	783.12	861.62	939.54				
30,000	716.03	786.61	856.51	925.95	994.87		
35,000	651.27	716.67	778.99	840.86	902.50	963.82	
40,000	590.66	650.07	708.06	762.95	817.59	871.70	925.81
45,000	532.39	589.18	641.64	693.08	741.89	790.29	838.21
50,000	479.28	530.93	580.81	627.89	673.23	717.54	760.34
55,000	430.22	478.27	524.08	568.03	610.90	650.87	690.84
60,000	385.78	429.10	471.27	512.35	551.11	589.86	626.06
65,000	344.36	384.61	423.00	460.25	497.49	531.84	565.99
70,000	306.96	342.36	377.77	412.16	444.85	477.54	509.40
75,000	273.66	306.65	337.78	368.90	400.02	428.89	457.76
80,000	243.93	273.44	302.74	330.27	357.79	385.31	411.87
85,000	218.76	244.88	271.01	297.13	321.69	346.07	370.44
90,000	195.57	218.94	242.04	265.14	288.24	310.71	332.52
95,000	174.02	195.83	216.52	236.95	257.38	277.81	298.24
100,000	155.10	174.43	193.75	212.25	230.34	248.44	266.54

CAS calculé à partir de M et Z (1/2)									
CAS (Kts) Altitude (ft)	0.00	0.20	0.40	0.60	0.80	1.00	1.20	1.40	1.60
0	0.00	132.30	264.59	396.89	529.18	661.48	793.78	926.12	
5,000	0.00	120.78	242.13	364.54	488.29	613.49	737.35	858.16	978.25
10,000	0.00	109.88	220.75	333.45	448.55	566.30	683.30	794.16	903.04
15,000	0.00	99.60	200.46	303.68	410.09	520.14	630.66	733.65	832.52
20,000	0.00	89.92	181.27	275.32	373.08	475.22	578.90	675.78	766.24
25,000	0.00	80.84	163.18	248.40	337.65	431.76	528.30	619.43	703.50
30,000	0.00	72.35	146.19	222.96	303.90	389.96	479.12	564.13	643.06
35,000	0.00	64.42	130.30	199.04	271.93	350.03	431.66	510.24	583.86
40,000	0.00	57.15	115.68	176.95	242.22	312.61	386.79	458.83	526.91
45,000	0.00	50.69	102.67	157.21	215.54	278.79	345.90	411.58	474.15
50,000	0.00	44.96	91.10	139.62	191.67	248.35	308.85	368.45	425.61
55,000	0.00	39.87	80.83	123.95	170.34	221.04	275.40	329.26	381.23
60,000	0.00	35.36	71.70	110.02	151.32	196.58	245.30	293.80	340.85
65,000	0.00	31.36	63.61	97.64	134.37	174.73	218.30	261.85	304.28
70,000	0.00	27.82	56.44	86.66	119.32	155.28	194.20	233.22	271.37
75,000	0.00	24.70	50.11	76.97	106.03	138.06	172.80	207.71	241.95
80,000	0.00	21.95	44.53	68.42	94.27	122.81	153.81	185.03	215.72
85,000	0.00	19.52	39.61	60.86	83.88	109.30	136.96	164.87	192.35
90,000	0.00	17.37	35.25	54.17	74.68	97.34	122.03	146.96	171.55
95,000	0.00	15.47	31.40	48.26	66.54	86.75	108.78	131.06	153.06
100,000	0.00	13.79	27.99	43.02	59.32	77.36	97.03	116.94	136.62

CAS calculé à partir de M et Z (2/2)							
CAS (Kts) Altitude (ft)	1.80	2.00	2.20	2.40	2.60	2.80	3.00
0							
5,000							
10,000							
15,000	930.11						
20,000	854.23	941.69					
25,000	783.32	861.62	939.59				
30,000	716.45	787.07	856.59	925.88	995.07		
35,000	652.54	717.07	779.37	840.97	902.23	963.50	
40,000	590.93	651.13	708.09	763.21	817.61	871.72	925.69
45,000	533.42	589.55	642.76	693.34	742.26	790.43	838.25
50,000	480.15	532.14	581.72	629.05	674.28	717.95	760.68
55,000	431.12	478.97	524.86	568.91	611.22	651.88	691.05
60,000	386.25	430.03	472.25	512.98	552.29	590.25	626.90
65,000	345.41	385.26	423.88	461.31	497.59	532.78	566.92
70,000	308.50	344.62	379.76	413.97	447.27	479.70	511.28
75,000	275.39	308.02	339.89	371.02	401.43	431.16	460.21
80,000	245.76	275.17	303.98	332.20	359.87	386.99	413.59
85,000	219.31	245.76	271.74	297.25	322.33	346.99	371.23
90,000	195.72	219.48	242.86	265.87	288.54	310.88	332.90
95,000	174.71	196.03	217.04	237.76	258.21	278.40	298.34
100,000	156.01	175.12	193.98	212.61	231.03	249.24	267.25

Différence (en Kts) entre les valeurs calculées et celle déduites de NASA A13																
CAS (Kts) Altitude (ft)	0.00	0.20	0.40	0.60	0.80	1.00	1.20	1.40	1.60	1.80	2.00	2.20	2.40	2.60	2.80	3.00
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5,000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10,000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
15,000	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
20,000	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
25,000	0	0	0	-1	-1	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0
30,000	0	0	-1	-1	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0
35,000	0	0	-1	0	-1	-1	1	0	1	1	0	0	0	0	0	0
40,000	0	0	-1	-1	-1	0	0	1	1	0	1	0	0	0	0	0
45,000	0	-1	0	-1	-1	-1	0	0	1	1	0	1	0	0	0	0
50,000	0	-1	0	-2	-1	-1	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0
55,000	0	-1	-1	-2	-2	-1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	0
60,000	0	-1	-1	-1	-3	0	0	0	1	0	1	1	1	1	0	1
65,000	0	-1	-2	0	-3	-2	0	1	0	1	1	1	1	0	1	1
70,000	0	-1	-2	-1	-1	-2	0	2	2	2	2	2	2	2	2	2
75,000	0	-2	-2	-2	0	-2	0	1	2	2	1	2	2	1	2	2
80,000	0	-2	-3	-3	0	-1	0	1	1	2	2	1	2	2	2	2
85,000	0	-2	-3	-4	-2	0	0	0	0	1	1	1	0	1	1	1
90,000	0	-2	-4	-5	-4	0	0	1	1	0	1	1	1	0	0	0
95,000	0	-2	-4	-5	-5	-2	0	1	1	1	0	1	1	1	1	0
100,000	0	-2	-5	-6	-6	-4	-1	0	1	1	1	0	0	1	1	1

- Table A26 Pression d'impact (Q_c/P)

Mach	Q_c/P (lues dans NASA A26)	Q_c/P calculées par ($f1$) et ($f2$)	Deviation %
0.00	0.000000	0.000000	0.00%
0.10	0.007020	0.007018	-0.04%
0.20	0.028280	0.028281	0.00%
0.30	0.064430	0.064430	0.00%
0.40	0.116550	0.116552	0.00%
0.50	0.186220	0.186213	0.00%
0.60	0.275500	0.275504	0.00%
0.70	0.387100	0.387101	0.00%
0.80	0.524340	0.524340	0.00%
0.90	0.691300	0.691303	0.00%
1.00	0.892930	0.892929	0.00%
1.10	1.132850	1.132847	0.00%
1.20	1.407500	1.407502	0.00%
1.30	1.713590	1.713594	0.00%
1.40	2.049240	2.049235	0.00%
1.50	2.413270	2.413275	0.00%
1.60	2.804970	2.804972	0.00%
1.70	3.223830	3.223833	0.00%
1.80	3.669520	3.669516	0.00%
1.90	4.141780	4.141777	0.00%
2.00	4.640440	4.640441	0.00%
2.10	5.165380	5.165375	0.00%
2.20	5.716480	5.716480	0.00%
2.30	6.293680	6.293680	0.00%
2.40	6.896910	6.896914	0.00%
2.50	7.526140	7.526136	0.00%
2.60	8.181310	8.181308	0.00%
2.70	8.862400	8.862399	0.00%
2.80	9.569390	9.569386	0.00%
2.90	10.302250	10.302246	0.00%
3.00	11.060960	11.060965	0.00%

- Signature des procédures VB.

- Public Function ISATOP_PsurP0_FromZ(Z)
 - Valeur : rapport entre la pression statique à l'altitude Z et celle au niveau de la mer, grandeur adimensionnelle.
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_PhPa_FromZ(Z)
 - Valeur : Pression statique à l'altitude Z en hecto Pascal (hPa).
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_RhoSurRho0_FromZ(Z)
 - Valeur : rapport entre la masse volumique de l'air à l'altitude Z et celle au niveau de la mer, grandeur adimensionnelle.
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_RhoMKS_FromZ(Z)
 - Valeur : Masse volumique de l'air à l'altitude Z en kg/m³.
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_TempC_FromZ(Z)
 - Valeur : Température statique de l'air à l'altitude Z en degrés Celsius.
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_TempK_FromZ(Z)
 - Valeur : Température statique de l'air à l'altitude Z en Kelvin.
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_aSurA0_FromZ(Z)
 - Valeur : rapport entre la vitesse du son à l'altitude Z et celle au niveau de la mer, grandeur adimensionnelle.
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_aKts_FromZ(Z)
 - Valeur : Vitesse du son à l'altitude Z en nœuds (Kts).
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_aMs_FromZ(Z)
 - Valeur : Vitesse du son à l'altitude Z en m/s.
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_afTs_FromZ(Z)
 - Valeur : Vitesse du son à l'altitude Z en ft/s.
 - Paramètres:
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_TASKts_FromMachAndZ(M, Z)
 - Valeur : Vitesse Air (Va) ou True Air Speed (TAS) en nœuds (Kts).
 - Paramètres:
 - M : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle)
 - Z : altitude en ft

- Public Function ISATOP_TASMs_FromMachAndZ(M, Z)
 - Valeur : Vitesse Air (Va) ou True Air Speed (TAS) en m/s.
 - Paramètres:
 - M : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle)
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_TASfts_FromMachAndZ(M, Z)
 - Valeur : Vitesse Air (Va) ou True Air Speed (TAS) en ft/s.
 - Paramètres:
 - M : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle)
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_EAS_FromMachAndZ(M, Z)
 - Valeur : Vitesse Equivalente (Ve) ou Equivalent Air Speed (EAS) en nœuds (Kts).
 - Paramètres:
 - M : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle)
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_QchPa_FromMachAndZ(M, Z)
 - Valeur : Pression d'impact (Qc) en hecto Pascal (hPa).
 - Paramètres:
 - M : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle)
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_TiK_FromMachAndZ(M, Z)
 - Valeur : Température d'impact (Ti) en Kelvin (K).
 - Paramètres:
 - M : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle)
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_Mach_FromTiKAndZ(Ti, Z)
 - Valeur : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle) correspondant à une valeur de température d'impact.
 - Paramètres:
 - Ti: Température d'impact en Kelvin (K)
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_CAS_FromMachAndZ(M, Z)
 - Valeur : Vitesse conventionnelle (Vc) ou Calibrated Air Speed (CAS) en nœuds (Kts).
 - Paramètres:
 - M : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle)
 - Z : altitude en ft
- Public Function ISATOP_Mach_FromCASAndZ(CAS, Z)
 - Valeur : nombre de Mach (grandeur adimensionnelle).
 - Paramètres:
 - CAS: Vitesse conventionnelle (Vc) ou Calibrated Air Speed (CAS) en nœuds (Kts)
 - Z : altitude en ft

I. Bibliographie.

- [William Gracey \(May 1980\). Measurement of Aircraft Airspeed and Altitude \(PDF\). NASA.](#)
- A1-F18AC-NFM-200 / NATOPS FLIGHT MANUAL PERFORMANCE CHARTS NAVY MODEL F/A-18A/B/C/D EQUIPPED WITH F404-GE-400 ENGINES McDonnell Douglas Corporation
- [Wikipédia \(EN\) Airspeed, Calibrated airspeed, Impact Pressure](#)
- [Wikipédia \(FR\) Altitudes et vitesses \(aéronautique\).](#)

Table of Contents

A. Objet	1
B. Les données de base (P_s , p , T_s)	2
C. Vitesse du son (a), relation entre la Vitesse Air (V_a , TAS) et le nombre de Mach (M).	2
D. Vitesse Equivalente (V_e , EAS)	2
E. Température d'impact (T_i).	3
F. Pression d'impact (Q_c).	3
G. Vitesse conventionnelle (V_c , CAS)	3
H. Annexes.....	7
- Table A1 de pression statique	7
- Table A3 de masse volumique	8
- Tables A5 de température statiques.....	9
- Tables A7 de vitesse du son	10
- Tables A13 et dérivées, relations TAS, Mach, CAS	12
- Table A26 Pression d'impact (Q_c/P)	15
- Signature des procédures VB.....	16
I. Bibliographie.	18