AER8375 – Mini rapport X

Question 1 :

Q1)

FAUX. Avec la vitesse calibré et l'altitude pression, nous pouvons obtenir le nombre de mach avec la formule suivante :

$$mach = \left(\frac{2}{\delta - 1}\right)\left(1 + \frac{q_c}{p}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}^{0.5}}$$

Nous savons aussi que :

$$q_c = P_0\left(\left(1 + 0.2\left(\frac{V_c}{a_0}\right)^2\right)^{3.5} - 1\right)$$

Nous pouvons donc observez que le nombre de mach est fonction de seulement la pression et la vitesse calibré. Puisque nous avons l'altitude pression comme donnée constante, nous pouvons obtenir la pression directement. En fait l'altitude pression est déduite seulement de la pression vue par l'avion. Ainsi, il n'y aura pas d'impact de la température, puisque celle-ci n'entre en compte dans aucune des étapes qui nous permets d'obtenir le nombre de mach.

Q2)

La première étape est de calculer la pression atmosphérique à une altitude de 3400 ft avec la formule suivante puisque l'altitude est sous la tropopause :

$$p = P_0\left(1 - \frac{dT_{dh}}{T\_0}h\right)^{\frac{1}{dT_{dh}R}}$$

Ceci nous permet d'obtenir une pression de 1868 psf. Ensuite, nous pouvons obtenir la pression dynamique de la formule suivante :

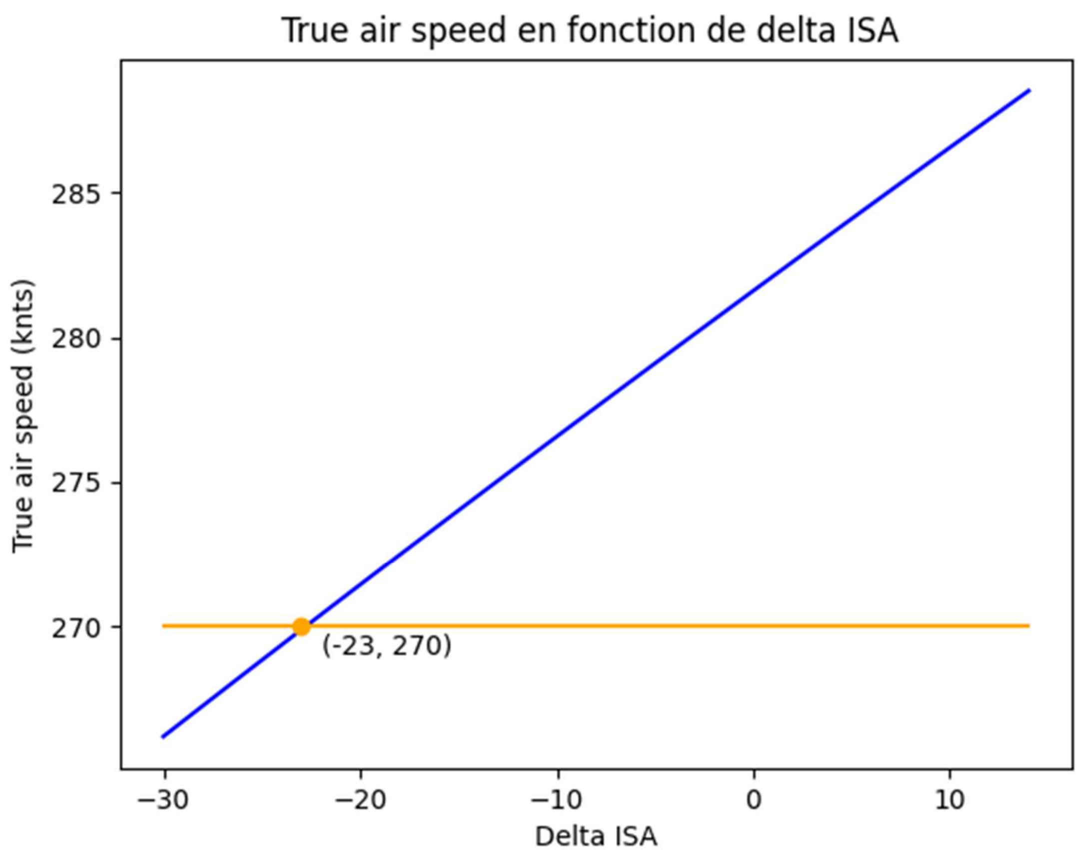
$$q_c = P_0\left(\left(1 + 0.2\left(\frac{V_c}{a_0}\right)^2\right)^{3.5} - 1\right)$$

Nous obtenons ainsi une pression dynamique de 201.51 psf.

Question 2 :

Q4)

Il est possible d'obtenir une vitesse calibrée égale à la vitesse vraie pour les conditions données, sois vitesse calibrée de 270 knts et altitude de 3000 ft. Pour obtenir cette valeur, nous pouvons itérer sur la valeur de delta ISA. Puisque l'altitude et la vitesse calibrée est fixe, la température au moyen de delta ISA nous permets de recalculer la pression, la densité de l'aire et la température réelle. Ceci nous permet ensuite de calculer la relation entre la vitesse calibrée et la vitesse vrai. Ce qui nous permet de créer la figure plus bas montrant l'évolution de la vitesse vraie en fonction de delta ISA sur une plage de valeur allant de -30 °C à 15 °C. Nous pouvons observer que la tendance de la courbe est croissante et que la valeur de 270 knts est obtenus pour un delta ISA de -23 °C. Ce serait au-delà de la plage montrée qui est elle-même exagéré pour mieux montrer la tendance de la courbe.



Q5)

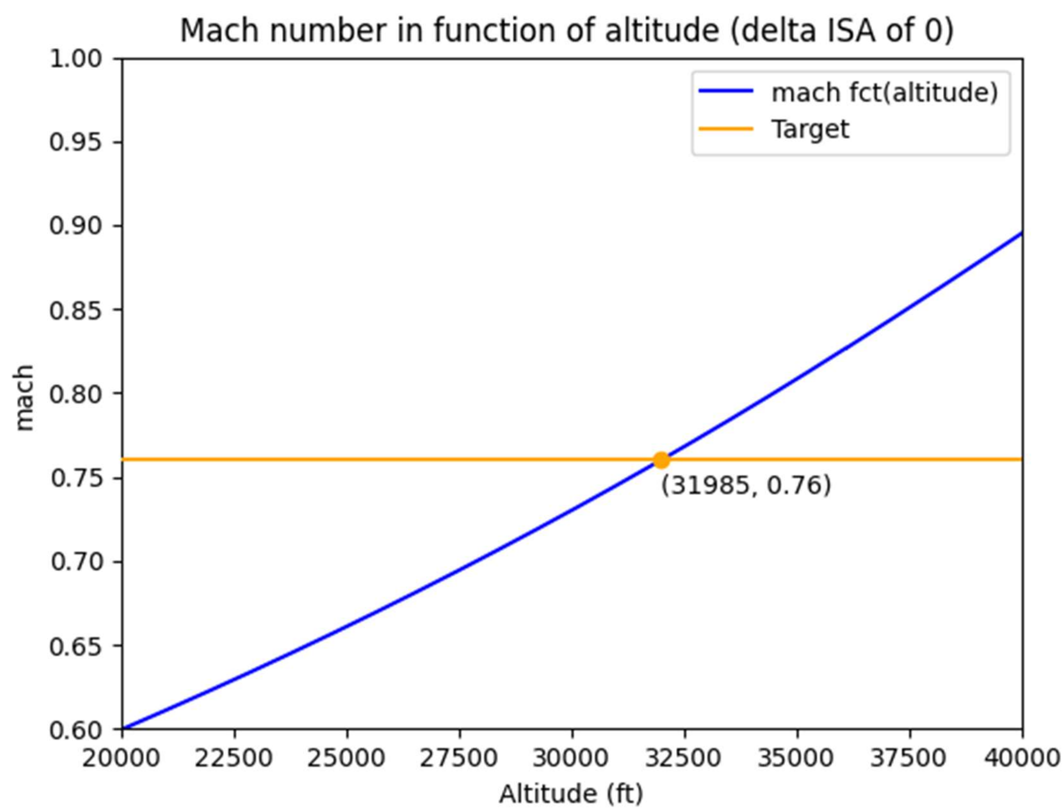
Il est possible d'obtenir des conditions pour que le mach soit égal à 0.76 lorsque l'avion vole à 275 knts. Pour trouver ces conditions, il suffit d'itérer sur l'altitude. L'altitude a été choisi puisque la fonction permettant de calculer le nombre de mach en fonction de la vitesse calibré n'est pas fonction de la température. Ceci s'explique par le fait que la vitesse calibrée se base sur les conditions au niveau de la mère à ISA. La formule est la suivante :

$$Mach = \left(\frac{2}{\gamma - 1}\left(\left(1 + \frac{q_c}{p}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)\right)^{\frac{1}{2}}$$

Où la pressions dynamique qc est obtenus ainsi :

$$q_c = P_0\left(\left(1 + 0.2\left(\frac{V_c}{a_0}\right)^{0.2}\right)^{3.5} - 1\right)$$

Ainsi, l'itération sur l'altitude qui nous permet en fait d'itérer sur la pression, montre que les conditions sont atteintes à une altitude de 31,985 ft. Ceci est bien montré sur la figure plus basse. Nous pouvons aussi mentionner que la pression est de 573.41 psf, la densité de 0.0008255 slug/ft^3 et que la température est de 224.78 K.



Q6)

Pour la question 6, nous avons une température statique ambiante de 0 °C. Le pilot, voulant dégivrer les ailes, veut obtenir une température totale de 10 °C en augmentant sa vitesse. Nous pouvons calculer le nombre de mach qu'il devra atteindre avec la relation suivante qui mes en places les 3 données du problèmes (T total, T statique et la vitesse sous le nombre de mach).

$$T_s = T_{total}(1 + 0.2K\mathrm{M}^2)$$

Ici nous assumons K = 1. Ce qui nous permets de calculer un nombre de mach de 0.42. Par la suite, puisque nous connaissons l'altitude et la température ambiante, nous pouvons obtenir le delta ISA avec notre modèle atmosphérique puis la pression. Nous pouvons ensuite calculer la vitesse CAS avec la relation suivante :

$$V\_c = a_0\left(5\left(\left(\frac{q_c}{P_0} + 1\right)^{0.2857} - 1\right)^{\frac{1}{2}}\right)$$

Ainsi, nous obtenons que la Vitesse calibrée qui permets d'obtenir une température totale 10 °C est 214.64 knts.