**TF51** **Examen final** **22 06 2015**

*Durée 2 heures, documents autorisés*

**PARTIE A : TUYERE DE LAVAL CONVERGENTE - DIVERGENTE** (sur 9 points).

On considère un écoulement d’air dans une tuyère de Laval convergente – divergente, avec une section au col *AC =* 1 cm2 et une section finale *AF* = 4 cm2. La pression d’éjection est constante et vaut *pe* = 105 Pa. La température génératrice est constante et vaut *T0* = 300 K. La valeur de la pression génératrice *p0* fait l’objet des questions suivantes.

*Les trois premières questions peuvent se traiter à l’aide des tables.*

**A1)** Quelle valeur faut-il donner à la pression génératrice, notée *p01*, pour avoir un fonctionnement entièrement subsonique dans l’ensemble de la tuyère, à la limite de l’amorçage, avec un col sonique et un choc quasi-isentrope (*MC* =1, disque de Mach au col) ? En déduire le nombre de Mach en sortie *MF1*.

**A2)** Quelle valeur faut-il donner à la pression génératrice, notée *p02*, dans le cas d’un fonctionnement adapté, divergent en régime entièrement supersonique avec égalité des pressions entre la section de sortie et la pression d’éjection ? En déduire le nombre de Mach en sortie *MF2*.

**A3)** Quelle valeur faut-il donner à la pression génératrice, notée *p03*, pour qu’il existe un choc droit dans une section *AΣ* = 2 cm2, située entre *AC* et *AF* ? Que vaut alors *A2\** ? En déduire le nombre de Mach en sortie *MF3*. Prenez soin d’indiquer clairement la démarche que vous suivez.

**A4)** Que vaut le débit-masse *qm* dans chacun des 3 cas précédents ?

**PARTIE B : AILE PLANE EN ECOULEMENT SUPERSONIQUE** (sur 11 points).

Une aile assimilée à un plan rectangulaire de surface *S* (*S* = corde *AB* x envergure), dont on néglige l’épaisseur, se déplace à la vitesse *V* avec un angle d’incidence *i* = 8°, dans de l’air immobile, à la pression atmosphérique *p∞* = 105 Pa et à la température *T∞* = 293 K. On se place dans le référentiel de l’aile (mouvement relatif) et la vitesse *V* correspond à un nombre de Mach amont *M∞* = 1,5. Voir la figure au verso, faite dans le référentiel relatif et qui reprend ces notations. On s’intéresse à la portance et à la traînée de cette aile.

**EXTRADOS** (indices *u* pour « *up* »).

**B1)** Onde de détente en *A*. On demande de déterminer la pression *pu* qui agit au-dessus de la face *AB* ainsi que le nombre de Mach *Mu*. Il vous faut pour cela calculer toutes les valeurs intermédiaires utiles, vous vérifierez au passage que α*2u* = 34,3624°.

**B2)** Onde de choc en *B*. On demande quelles sont les conditions en aval de *B*, pression *pu*av nombre de Mach *Muav*. Il vous faut pour cela calculer toutes les valeurs intermédiaires utiles, vous vérifierez au passage que ε*u* = 42,4286°.

**INTRADOS** (indice *d* pour « *down* »).

**B3)** Onde de choc en *A*. On demande de déterminer la pression *pd* qui agit au-dessous de la face *AB* ainsi que le nombre de Mach *Md*. Il vous faut pour cela calculer toutes les valeurs intermédiaires utiles, vous vérifierez au passage que ε*d* = 52,5715°.

**B4)** Onde de détente en *B*. On demande quelles sont les conditions en aval de *B*, pression *pd*av nombre de Mach *Mdav*. Il vous faut pour cela calculer toutes les valeurs intermédiaires utiles, vous vérifierez au passage que α*2d* = 41,9864°.

**PORTANCE ET TRAINEE**.

**B5)** En utilisant les résultats des questions précédentes, donner les valeurs de la portance par unité de surface *Fz* / *S* et de la traînée par unité de surface *Fx* / *S* en N.m-2 de cette aile.

**B6)** On utilise les définitions classiques du *Cz* et du *Cx* : *Fz* = 0,5*ρV2SCz* et *Fx* = 0,5*ρV2SCx*. Calculer *V* et *ρ*. En déduire le *Cz* et le *Cx* de cette aile.