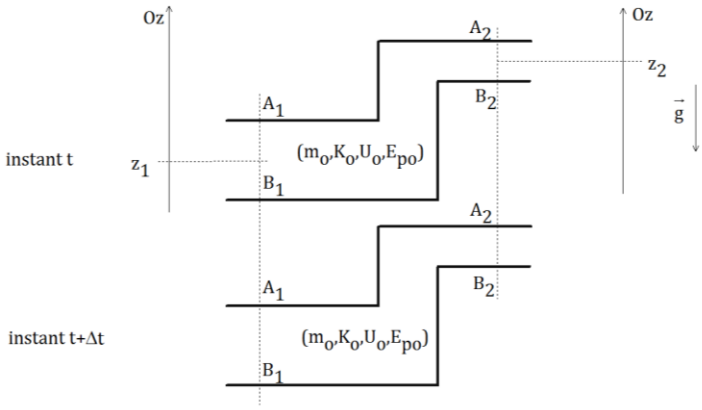
PSI2.th2.Turbomachines. Solutions.

Loi de Joule-Thomson en régime stationnaire.



A l'instant t , le système S fermé est défini comme étant la quantité de fluide entre les sections A_1B_1 et A_2B_2 + la masse dm qui va franchir la section A_1B_1 pendant l'intervalle de temps Δt. Comme on est en régime stationnaire, il ne peut y avoir d'accumulation de matière et donc la masse dm franchit la face de sortie. Tous les échanges énergétiques sont proportionnelles à dm.

Dessiner le système aux deux instants. Isoler la partie commune.

Calcul des énergies internes U et cinétiques K:

•à l'instant t

Système = masse dm à l'entrée +(sous-système entre les deux sections)

Energie = (u_1+k_1)dm + $(U_o + K_o)$

grandeurs massiques

•à l'instant t+Δt

Système = masse dm à la sortie +(sous-système entre les deux faces)

Energie = (u_2+k_2)dm + $(U_o + K_o)$

Chaleur reçue de l'extérieur entre t et t+Δt: on note cette chaleur δQ=qdm. Quelle est la signification de qdm ?

Travail extérieur :

L'extérieur pousse la masse dm de volume dV_1= $v_1$dm sous P_1 donc $\delta W_1 =+P_1dV_1=+P_1v_1dm$

la masse dm volume $v_2$dm pousse l'extérieur sous P_2 donc $\delta W_2 =-P_2dV_2=+P_2v_2dm$

le travail du poids est : la diminution d énergie potentielle $=(E_{po}+gz_1dm)$- $(E_{po}+gz_2dm)$

Il peut y avoir quelque chose (une turbine par exemple) qui interagit avec le système. Le système reçoit le travail $\delta W_{ind} = w_{ind}.dm$ de la part du "quelque chose"

Bilan final.

La variation d'énergie s'écrit :

$$d(U+K) = \{(u_2+k_2)dm + (U_o+K_o)\} - \{(u_1+k_1)dm + (U_o+K_o)\} = \{(u_2+k_2) - (u_1+k_1)\}dm$$

Le premier principe s'écrit :

$$d(U+K) = \delta W + \delta Q = g(z_1 - z_2)dm + (P_1v_1 - P_2v_2)dm + w_{ind}dm + qdm$$

On simplifie par dm et on réorganise :

$$(u_2 + P_2v_2 + gz_2 + k_2) - (u_1 + P_1v_1 + gz_1 + k_1) = w_{ind} + q$$

On reconnaît l'enthalpie massique h=u+PV , et une différence entre la sortie et l'entrée soit :

$$\boxed{\Delta(h+k+gz) = w_{ind} + q}$$

w_{ind} est le travail indiqué. Il est parfois noté w_u sous le nom de travail utile.

Ceci constitue le premier principe industriel, à connaître par coeur et dont la démonstration peut être demandée. Il paraît différent, mais ne l'est pas, du premier principe de Sup. Il a l'intérêt de ne pas compter les travaux des forces de pression amont et aval.

Intérêt des exercices fournis.

Exer A : turbopropulseur à hélice, turbine d'hélicoptère par exemple.
C'est le montage de base, que vous retrouverez partout. Le calcul du rendement théorique explique la nécessité du compresseur (sinon rendement nul). Remarquer qu'une partie du travail récupéré à la turbine de détente sert à faire fonctionner le compresseur. Dans les exer B et D, ce sera d'ailleurs la seule fonction de la turbine de détente.

Exer B : machine frigorifique. Bien voir la nécessité d'un moteur pour faire fonctionner la machine. La fin de l'exercice quantifie l'irréversibilité : bien noter l'approche purement pragmatique car on invente les coefficients ad hoc, que vous devez d'ailleurs comprendre au moment où vous apprenez leurs existences.

Exer C : turboréacteur. Il s'agit ici d'un modèle militaire : plus long que large. Les derniers modèles civils (turbofan) sont pratiquement aussi larges que longs, et sont calculés pour optimiser le rendement. Voir la video pour le fonctionnement.

A.Turbopropulseur.

1)On ne peut pas envisager de renvoyer le fluide vers le compresseur, car la combustion a consommé une partie du dioxygène de l'air. Il faut donc remplacer l'air.

2a)Les transformations 1 → 2 et 3 → 4 sont adiabatiques réversibles donc iso-S et la gaz est supposé parfait avec un facteur γ constant. Sur chacune de ces transformations, on a donc $P^{1-\gamma}T^{\gamma} = cte$.

Sur 1 → 2, cela donne : $P_1^{1-\gamma}T_1^{\gamma} = P_2^{1-\gamma}T_2^{\gamma}$ d'où : $T_2 = T_1\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_1(\tau)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

Sur 3 → 4, cela donne : $P_3^{1-\gamma}T_3^{\gamma} = P_4^{1-\gamma}T_4^{\gamma}$ d'où : $T_3 = T_4\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_4(\tau)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ car $P_3=P_2$ et $P_4=P_1$.

2b)Voir le cours sur les détentes de Joule.
Travail massique <u>récupéré dans TG</u> $w_R=h_3-h_4=C_P(T_3-T_4)$ Attention au langage
$w_C=h_2-h_1=C_P(T_2-T_1)$ Travail massique de compression à fournir, donc à retirer de w_R
$q_{CH}=h_3-h_2=C_P(T_3-T_2)$ car la transformation est isobare.

2c)Le rendement est le rapport de ce qu'on récupère, soit ici w_R-w_C, sur ce qu'on a consommé, soit ici l'énergie calorifique de combustion q_{CH} (il faut bien payer le kérozène) :

$$r = \frac{w_R - w_C}{q_{CH}} = 1 - \left(\frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2}\right) = 1 - \tau^{\left(\frac{1-\gamma}{\gamma}\right)}$$

en tenant compte des relations vues en 3a.
r est une fonction croissante de τ. On a intérêt à travailler en haute pression.

2d)Tableau final :

τ	1	2	3	5	10	20	25
r	0	0,18	0,27	0,37	0,48	0,58	0,6

B.Etude d'une machine frigorifique à gaz basse température.

Comme on raisonne sur l'unité de masse, toutes les grandeurs extensives sont des grandeurs massiques et sont notées en minuscule. Si M est la masse molaire de l'air, l'équation d'état des GP s'écrit : Pv=RT/M et les données de c_p et de γ permettent de calculer M≈29 g.mol^{-1}.

1)Les deux adiabatiques sont supposées réversibles. Ce sont donc des isentropiques. L'air est supposé gaz parfait avec γ=cte. Sur une telle transformation, on a alors $P^{1-\gamma}.T^{\gamma} = Cte$; on a alors :

$$P_3 = P_2 = P_4 . \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \approx 5,65 bar \qquad T_2 = T_1 . \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \approx 382K$$

Les autres grandeurs sont connues.

2)La compression et la détente suivent la loi de Joule-Thomson et on obtient :

a)$w_{ic}=h_2-h_1=c_p(T_2-T_1)$≈149,2 kJ.kg^{-1} b) $w_{id}=h_4-h_3=c_p(T_4-T_3)$≈ -130 kJ.kg^{-1}

c)Le travail récupéré à la détente ne suffit pas à entraîner la turbine de compression, le moteur doit fournir la différence. On obtient alors w_m≈19,2 kJ.kg^{-1} .

d)Dans le local, on refroidit donc de l'air de façon isobare de -40°C à -70°C. Donc la chaleur massique prise au local est : $q_{local}=h_1-h_4=c_p(T_1-T_4)$≈30 kJ.kg^{-1}.

3)On définit l'efficacité comme étant le rapport de la grandeur qui nous intéresse (ici q_{local}) sur ce qu'on a dû dépenser (ici w_m). On obtient $e=q_{local}/w_m$≈1,56

Signification : quand le moteur consomme 1 Joule, on extrait 1,56 Joule du local à refroidir.

4)Ici, pour tenir compte de l'irréversibilité, il suffit simplement de remplacer γ :

par k_c pour une compression par k_d pour une détente.

On calcule alors successivement en gardant la même valeur pour T_3 :

P_2≈6,49 bar T_2≈416K w_{ic}≈183kJ.kg^{-1} w_{id}≈-130kJ.kg^{-1} w≈53kJ.kg^{-1}

q_{local} garde la même valeur, et on calcule alors une efficacité réelle de 0,57 soit le tiers de la valeur théorique.

5)Pour la compression idéale du début, la variation d'entropie était nulle. Pour la transformation réelle, on connaît les états initial et final et on va calculer la variation d'entropie sur un chemin réversible hypothétique et la valeur trouvée sera justement l'entropie créée.

Sur une transformation réversible élémentaire pour l'unité de masse :

Le premier principe donne : du=δq+δw avec δw=-Pdv

Le second principe donne ds=δq/T soit du=Tds-Pdv

La définition de h donne dh=d(h+Pv)=du+Pdv+vdP=Tds+vdP

Comme le gaz est parfait : dh=c_pdT, on sort alors $ds = c_p \frac{dT}{T} - \frac{R}{M}\frac{dP}{P}$

qu'on peut intégrer entre l'état 1 et l'état 2 : $\Delta s = s_2 - s_1 = c_p Ln(T_2/T_1) - \frac{R}{M} Ln(P_2/P_1) \approx 45 \text{J.kg}^{-1}.K^{-1}$

C.Etude de turboréacteurs.

Première partie : étude d'un turbo – réacteur mono flux, mono corps

1.a. Compression isentropique d'un gaz parfait, donc : $P_1^{1-\gamma}T_1^{\gamma} = P_2^{1-\gamma}T_2^{\gamma}$, d'où on déduit que :

$$T_2 = T_1\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 288(6{,}15)^{\frac{0{,}4}{1{,}4}} = 484 \text{ K}\cdot$$

Premier principe pour un système ouvert : **Δ(h+k)= q+w$_{ic}$.** Le compresseur est calorifugé donc q=0 et on travaille à k constant. $w_{ic} = h_2 - h_1 = c_p\left(T_2 - T_1\right) = 1.(484-288) = 196 \text{ kJ.kg}^{-1}$.

1.b. On applique la même loi à la turbine détente , le travail mécanique <u>récupéré</u> $-w_{id}$ sert à faire tourner le compresseur d'où : $w_{id}+w_{ic}=0$.

$c_p(T_4 - T_3) + c_p(T_2 - T_1) = 0 \Rightarrow T_4 = T_3 + T_1 - T_2$. Numériquement : $T_4 = 1250 + 288 - 484 = 1054 \text{ K}$.

Puis, avec $P_3 = P_2$ car la combustion est isobare : $P_4 = P_3\left(\frac{T_3}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} = 6{,}15\left(\frac{1250}{1054}\right)^{-\frac{1{,}4}{0{,}4}} = 3{,}4 \text{ bar}$.

1.c. On réapplique encore **Δ(h+k)= q+w$_{ind}$** .La tuyère est un système ouvert sans partie mobile donc w_{ind}=0, calorifugé donc q=0 : $\frac{1}{2}c_5^2 - 0 = -(h_5 - h_4) \Rightarrow c_5 = \sqrt{-2c_p(T_5 - T_4)}$. Dans la tuyère la détente est isentropique donc : $T_5 = T_4\left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = 1054\left(\frac{3{,}4}{1}\right)^{-\frac{0{,}4}{1{,}4}} = 743 \text{ K}$.

$c_5 = \sqrt{-2c_p\left(T_5 - T_4\right)} = \sqrt{-2.10^3\left(743-1054\right)} = 789 \text{ m.s}^{-1}$.

2.a. La chambre de combustion fonctionne de façon isobare donc :
$q_{23} = q_{\text{combustion}} = h_3 - h_2 = c_p\left(T_3 - T_2\right) = 1.(1250-484) = 766 \text{ kJ.kg}^{-1}$.

2.b. On a vu que : $e_c = \frac{1}{2}c_5^2 = -\left(h_5 - h_4\right) = c_p\left(T_4 - T_5\right) = 1.(1054-743) = 311 \text{ kJ.kg}^{-1}$.

2.c. L'énergie utile est l'énergie cinétique en sortie, l'énergie coûteuse est la chaleur de combustion, d'où la définition du rendement : $\eta_{th} = \frac{e_c}{q_{23}} = \frac{311}{766} = 0{,}406$.

Deuxième partie : étude d'un turboréacteur mono flux, mono corps, à post combustion :

3)Valeurs inchangées. Piège ?

4) On calcule maintenant $T_6 \approx 1360$ K et $c_6 \approx 1070$ m.s^{-1}.

5.a) $q_{combustion} = q_{23} + q_{45} \approx 1640$ kJ.kg^{-1}

5.b) $e_c = \frac{1}{2}c_6^2 \approx 570\ kJ \cdot kg^{-1}$

5.c)$\eta_{th} = \frac{e_c}{q_{combustion}} \approx 0{,}35$

5.d) On gagne en énergie cinétique et donc en poussée au détriment d'une perte de rendement et d'une augmentation importante de la consommation.

La post-combustion est généralement utilisée par les intercepteurs au décollage et ascension où le facteur temps est primordial.
Un avion comme l'avion de reconnaissance SR71 Blackbird (vitesse Mach3,2 à très haute altitude) utilisait à tout moment la postcombustion. Une mission usuelle comprenait de 5 à 9 ravitaillements en vol, le premier juste après le décollage. Un tel avion était très difficile à intercepter :
Pour s'entraîner à l'interception du MiG-25 soviétique, les Dassault Mirage F1 de la base aérienne 115 Orange-Caritat ont eu à tenter d'intercepter, « à plusieurs reprises », des SR-71 américains venant du Royaume-Uni. « L'avion noir traverse la France du nord vers le sud à Mach 2,8. La seule possibilité pour l'intercepter est de faire décoller deux avions d'Orange au moment où l'appareil aborde les côtes françaises du côté de Dieppe ! (...) La fenêtre de tir est extrêmement étroite et ne dépasse pas quelques secondes. »

E)Forme de tuyère.

0)L'équation d'état s'écrit $PV = nRT = \frac{m}{M_{air}}RT$. On ajuste à faire apparaître $\mu = \frac{m}{V}$

Les trois écritures habituelles d'une iso-S pour un système fermé de masse m sont :

$$PV^{\gamma} = Cte1 \qquad TV^{\gamma-1} = Cte2 \qquad P^{1-\gamma}T^{\gamma} = Cte3$$

On remplace V par m/μ et on intègre la masse constante dans les différentes constantes. On obtient :

$$P\mu^{-\gamma} = Cte4 \qquad T\mu^{1-\gamma} = Cte5 \qquad P^{1-\gamma}T^{\gamma} = Cte3$$

On connaît normalement $C_p = n\frac{\gamma R}{\gamma-1} = \frac{m}{M_{air}}\frac{\gamma R}{\gamma-1} = m\left(\frac{\gamma R}{(\gamma-1)M_{air}}\right) = mc_{pm}$

1)h est ici l'enthalpie massique. On obtient : $v(x) = \sqrt{2c_{pm}(T_e - T(x)) + v_e^2}$

2)Avec v_e=0, $v(x) = \sqrt{2c_{pm}(T_e - T(x))}$

3) La différentiation logarithmique de $T\mu^{1-\gamma} = Cte5$ donne la relation demandée :

$$\frac{dT}{T} = (\gamma - 1)\frac{d\mu}{\mu}$$

On reprend ensuite la formule donnant v en fonction de T.

Mise au carré, on obtient : $v^2(x) = 2c_{pm}(T_e - T(x))$

La différentiation donne alors : $vdv = c_{pm}dT$

On remplace c_{pm} par son expression et apparaître le nombre de Mach, on obtient la relation demandée :

$$\frac{dT}{T} = -(\gamma - 1)M^2\frac{dv}{v}$$

4) Le débit massique : $D_m(x)=\mu(x)S(x)v(x)$. En régime stationnaire, ce débit est une constante.

On en fait la différentielle logarithmique dμ/μ+dS/S+dv/v = 0.

Les relations de la question 3 donnent alors : $dS / S = (M^2-1)\, dv / v$.

5)L'énoncé affirme que la pression doit décroître le long de l'écoulement, qui est lié ici à une baisse de température, donc une augmentation de la vitesse.

Si l'écoulement est subsonique, S est une fonction croissante de x et la tuyère a un profil divergent.

Si l'écoulement est supersonique, c'est l'inverse.

M=1 peut être obtenu à l'endroit où la section est la plus faible. Sur une tuyère supersonique, le profil est d'abord divergent puis convergent.

F. Centrale 2020 psi PhCh2. Suite de l'Airbus.

Q17) *On considère les hypothèses suivantes :*

— transformation isobare (information fournie par l'énoncé) ce qui permet d'affirmer pour l'évolution du système : $\Delta H = Q_P$.

— système isolé : la combustion est quasi-instantanée, on peut donc négliger les échanges avec l'extérieur et donc $Q_P = 0$ *. On pourra obtenir ainsi la température finale* T_f *avant refroidissement progressif ;*

— réaction totale ce qui ne pose pas de problème pour une combustion ;

— mélange stoechiométrique qui assure une consommation d'air minimale comme proposé dans l'énoncé. Il ne faudra pas oublier de prendre en compte le diazote, quatre fois plus présent que le dioxygène, ; le diazote ne participe pas à la réaction mais augmente la capacité thermique du mélange.
L'enthalpie étant une fonction d'état, on décompose la transformation en une évolution fictive équivalente constituée de deux étapes :

— une réaction totale isotherme et isobare, variation d'enthalpie ΔH_1

— une transformation associée à la montée en température des espèces présentes en fin de réaction, variation d'enthalpie ΔH_2

Faisons un bilan de matière :

$$C_{10}H_{22} \;+\; \frac{31}{2}O_2 \;=\; 10CO_2 \;+\; 11H_2O$$

	$C_{10}H_{22}$	O_2	CO_2	H_2O
Au départ :	n_o	$31n_o/20$	0	
A la fin	0	0	$10n_o$	$11n_o$

Il faut aussi ajouter $4(31n_o/2)=62n_o$ *mol de* N_2 *dans le mélange réactionnel.*

$\Delta H_1 = n_o \Delta_r H°$ *avec* $\Delta_r H° = -6345\ kJ.mol^{-1}$
$\Delta H_2 = n_o\{10C_{pm}(CO_2) + 11C_{pm}(H_2O) + 62C_{pm}(N_2)\}\{T_f - T_1\}$
Pour ce système isolé, la somme est nulle, et on sort, en simplifiant par n_o *:*

$$T_f = T_1 - \frac{\Delta_r H°}{10C_{pm}(CO_2) + 11C_{pm}(H_2O) + 62C_{pm}(N_2)} \approx 2700\ K$$

Q18) *A partir de la loi de Laplace et de l'équation d'état des gaz parfaits, on obtient sans problème :*

$P_i^{1-\gamma}T_i^{\gamma} = P_j^{1-\gamma}T_j^{\gamma}$ *et on sort* $T_j = T_i\left(\frac{P_i}{P_j}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$.

Q19) *Au niveau de la soufflante :* $T_2 = T_1\left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \approx 350K$

Au niveau du compresseur : $T_3 = T_2\left(\frac{P_2}{P_3}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \approx 730K$

A l'aide du premier principe industriel, on peut les trvaux massiques indiqués où c_p *est la capacité thermique massique de l'air :*
soufflante : $w_{1\to2} = c_p(T_2 - T_1)$
compresseur : $w_{2\to3} = c_p(T_3 - T_2)$
turbine : $w_{4\to5} = c_p(T_5 - T_4)$

La puissance mécanique récupérée à la turbine sert à faire tourner le compresseur et la soufflante. MAIS ATTENTION, les débits massiques ne sont pas les mêmes. Tout le débit massique passe dans la soufflante quand uniquement le flux chaud passe dans le compresseur et la turbine. Il faut multiplier les travaux massiques par le débit massique pour avoir la puissance.
Puissance récupérée à la turbine : $-D_{m1}w_{4\to5}$

Puissance à fournir à la soufflante et au compresseur : $D_m w_{1\to2} + D_{m1} w_{2\to3}$
On a donc : $-D_{m1} w_{4\to5} = D_m w_{1\to2} + D_{m1} w_{2\to3}$

On réintroduit les températures et on utilise : $D_m = D_{m1} + D_{m2} = (1+\beta)D_{m1}$
et on sort :

$$T_5 = T_4 + (T_2 - T_3) + (1+\beta)(T_1 - T_2)$$

AN : $T_5 \approx 650K$

On applique une dernière fois la loi de laplace modifiée au niveau de la turbine. On sort :

$$P_5 = P_4 \left(\frac{T_4}{T_5}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_3 \left(\frac{T_4}{T_5}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

AN : $P_5 \approx 1{,}6\ bar$

Q20) *Le premier principe industriel appliqué entre l'entrée et la sortie de la tuyère conduit, en l'absence de travail utile, à :*

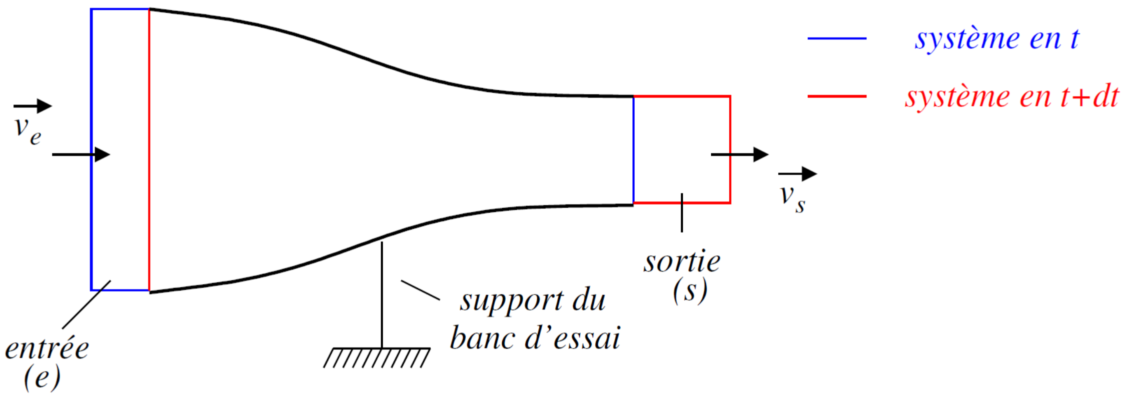
$w_{5\to6} = 0 = c_p(T_6 - T_5) + \frac{1}{2}c_6^2$ *soit* $c_6 = \sqrt{2c_p(T_5 - T_6)}$ *avec* $T_6 = T_5\left(\frac{P_5}{P_6}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$

AN : T_6*=570K et* c_6*=390 m.s*$^{-1}$*.*

Q21)*Même méthode avec le flux froid :* $c_7 = \sqrt{2c_p(T_2 - T_7)}$ *avec* $T_7 = T_2\left(\frac{P_2}{P_7}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$

AN : T_7*=290K et* c_6*=360 m.s*$^{-1}$*.*

Q22) *On considère une forme modèle de tuyère. À l'instant t, le système est défini par l'air contenu dans la tuyère, l'air qui s'apprête à entrer dans la tuyère pendant dt et la tuyère elle-même. On applique alors un bilan de quantité de mouvement à ce système entre t et t + dt. Pendant dt, une masse dm traverse le dispositif.*



On applique le PFD en régime stationnaire :

$$d\vec{p} = \vec{F}dt \qquad et \qquad d\vec{p} = dm(\vec{v}_s - \vec{v}_e) \approx dm\vec{v}_s$$

Bilan de forces extérieures :

le poids de la tuyère $\vec{P}$

l'action du support fixé qui se décompose en une composante verticale $\vec{N}$ *qui équilibre le poids et une composante horizontale* $\vec{T}$

La force de pression extérieure qui n'est autre que la pression atmosphérique uniforme, dont le bilan sur la surface extérieure fermée du système est nulle.

On obtient : $\vec{T} \approx \left(\frac{dm}{dt}\right)\vec{v}_s = D_m\vec{v}_s$

La force exercée par la tuyère sur le support est donc l'opposée soit : $\vec{F}_p = -\vec{T} \approx -D_m\vec{v}_s$

On applique la formule aux deux flux chaud et froids : $\vec{F}_c \approx -D_{m1}\vec{c}_6$ $\vec{F}_f \approx -D_{m2}\vec{c}_7$

Q23)*En introduisant b dans le calcul, on sort en prenant la norme (forces colinéaires) :*

$$F = F_c + F_f = \frac{D_m}{1+\beta}(c_6 + \beta c_7)$$

Q24)*Il suffit maintenant de diviser par le débit massique :* $F_s = \frac{c_6+\beta c_7}{1+\beta}$

AN : $F_s \approx 360\ m.s^{-1}$

Q25) $F_{schaud} = \frac{c_6}{1+\beta}$; $F_{sfroid} = \frac{\beta c_7}{1+\beta}$. *La contribution du flux chaud est donc :*

$$\eta = \frac{F_{schaud}}{F_s} = \frac{c_6}{c_6 + \beta c_7}$$

AN : $\eta \approx 16\%$

Q26) $D_m = \frac{1+\beta}{c_6+\beta c_7}F \approx 55\ kg.s^{-1}$

Q27)*En vol de croisière, l'avion n'est pas immobile et on doit tenir compte de la vitesse d'entrée de l'air dans la soufflante. Donc, on ne devrait pas avoir la même poussée.*