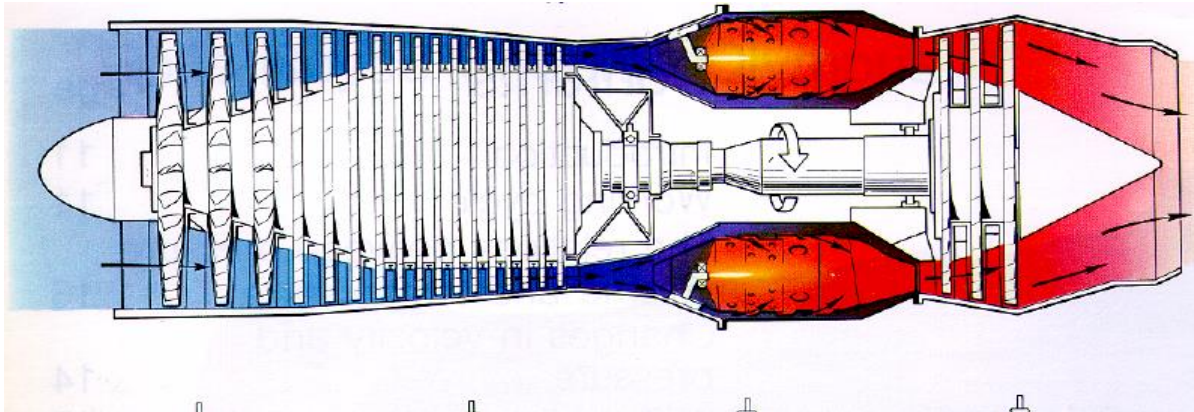


TD 3 : le statoréacteur, le plus simple et le plus économique des moteurs à réactions

TURBORECEUR

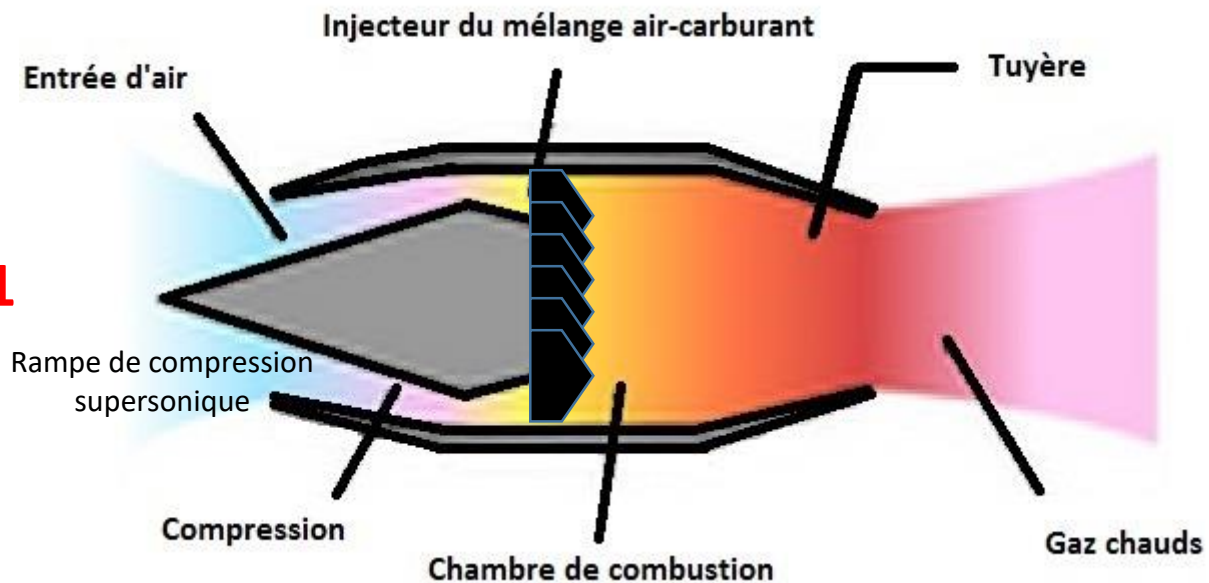
$M_0 < 1$



Entrée d'air Compression Combustion Ejection des gaz brûlés

- (+) Vol essentiellement en subsonique (peut démarrer à vitesse nulle),
- (+) Très versatile en terme de domaine de vol
- (-) Présence de pièces tournantes, ce qui réduit l'efficacité globale (refroidissement, paliers, réducteurs)

$M_0 > 1$



STATORECEUR

- (+) Réservé au vol supersonique, amorçage du stato au voisinage de Mach 2
- (+) Très efficace en vol supersonique, car absences de pièces tournantes
- (+) Conception très simple, peu coûteux
- (-) Ne peut pas démarrer d'une vitesse nulle, domaine de vol limité



Statoréacteur Leduc monté sur un avion Griffon (Nord 1500)



Prototype US largué par avion

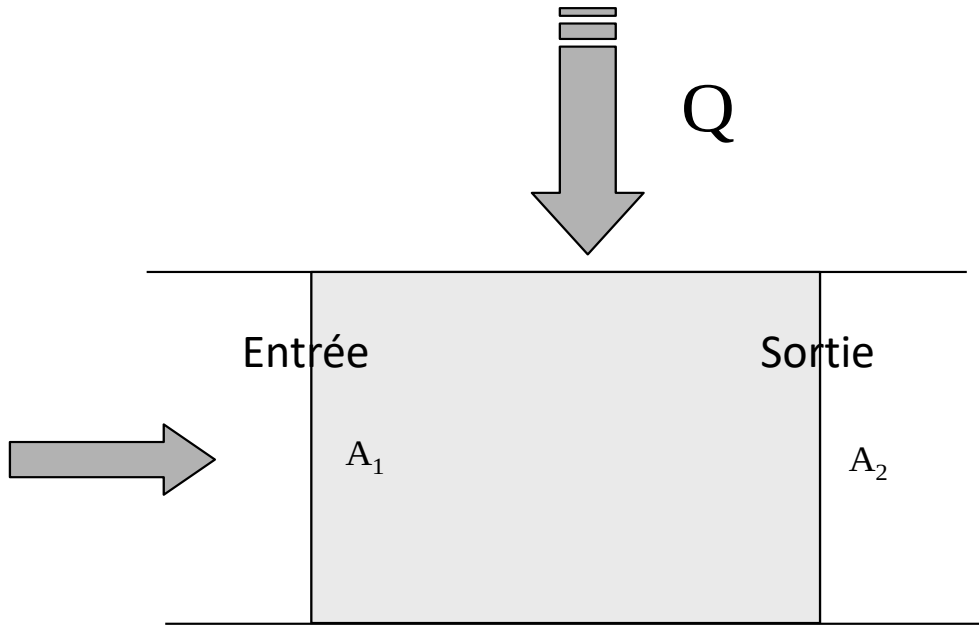


Largage d'un avion à statoréaction



La principale application des statoréacteurs actuels, la propulsion des missiles de croisière

Calculs préliminaires



Hypothèses :

- écoulement 1D
- $C_p = 1000 \text{ J/kg/K}$

Q = apport de chaleur par unité de masse de fluide
(exemple par combustion)

Question 1 : on doit démontrer que :

$$P_1 + \rho_1 V_1^2 = P_2 + \rho_2 V_2^2 = cte$$

- Appliquer le théorème de conservation de la quantité de mouvement sur le volume de contrôle (en grisé sur la figure)
- Se souvenir que la seule force extérieure est la pression du gaz (la gravité étant négligeable)

- On doit arriver à :

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{g(M_2)}{g(M_1)} \quad \text{où} \quad g(M) = 1 + \gamma M^2$$

- Utiliser l'équation précédente de conservation de la quantité de mouvement, en se rappelant :

- 1- De la définition du nombre de Mach : $M^2 = \frac{V^2}{c^2}$
- 2- De l'équation des gaz parfaits : $\frac{p}{\rho} = rT$

Question 2 : il s'agit de relier les températures génératrices entre sortie et entrée en fonction des nombres de Mach en entrée et sortie

$$\left(\frac{T_{i2}}{T_{i1}} \right)^{1/2} = \frac{\Phi(M_1)}{\Phi(M_2)} \quad \text{avec} \quad \Phi(M) = \varpi(M) \Sigma(M) g(M)$$



Attentions: on est ici dans un tube de courant dans lequel on apporte de l'énergie par combustion, ainsi la température génératrice T_i ne peut qu'augmenter !!!

Pour arriver au résultat :

- Se souvenir qu'en dynamique des gaz compressible, la conservation du débit massique sur un tube de courant peut s'écrire sous la forme:

$$\frac{p_i A_c}{\sqrt{T_i}} = cte$$

- On introduira ensuite les pressions p_1 , p_2 et les sections A_1 et A_2 dans l'équation de conservation du débit massique.

Question 3

- Tracer l'allure de $\Phi(M)$ en fonction du nombre de Mach, identifier les points remarquables ($M=1$, asymptotes)

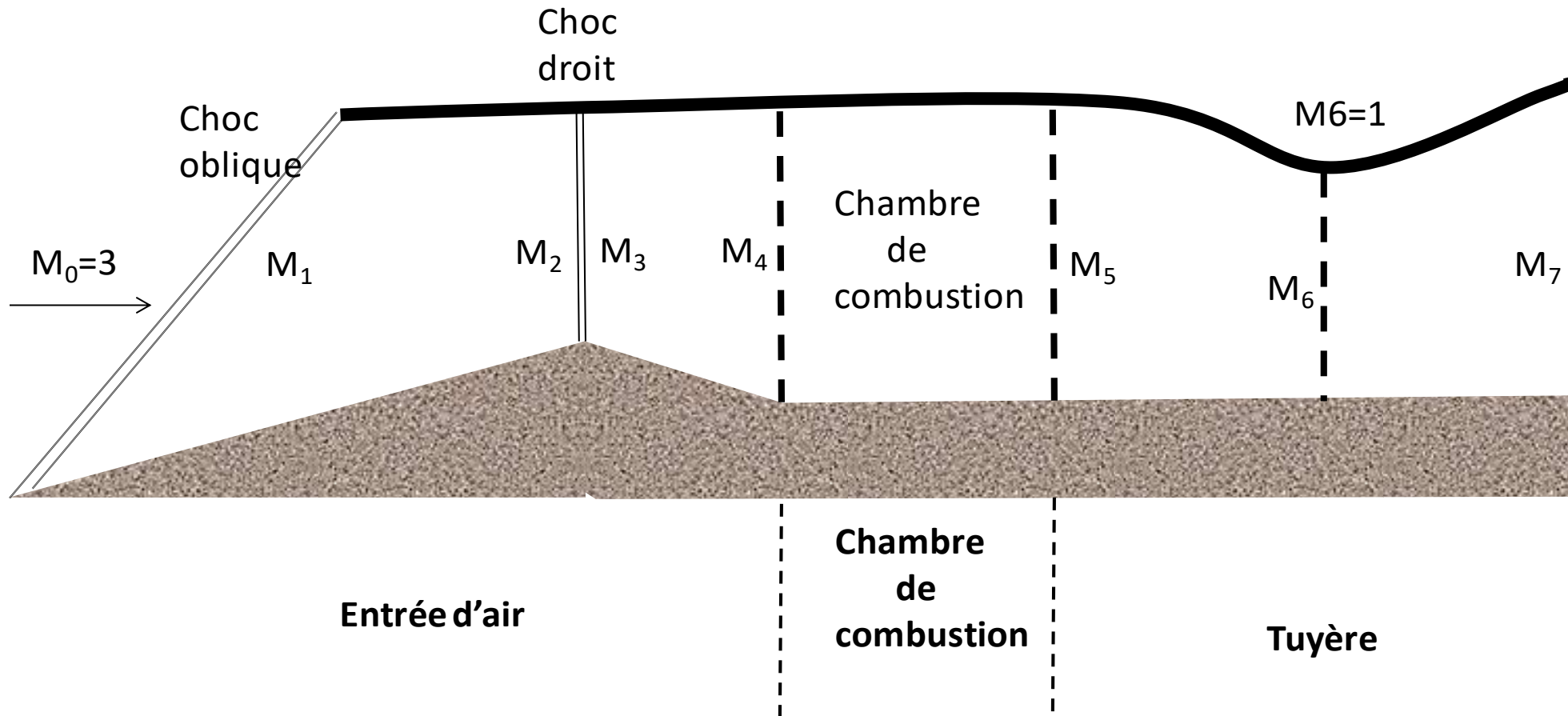
Question 4

- Pour déterminer $Q = C_p T_{i1} \left[\left(\frac{\Phi(M_1)}{\Phi(M_2)} \right)^2 - 1 \right]$ on effectuera un bilan énergétique sur le volume de contrôle limité par A_1 et A_2 .
- On déterminera ensuite l'expression de Q_{max} , la quantité de chaleur maximale par unité de masse que l'on peut transférer à l'écoulement sans modifier les conditions d'entrée c'est-à-dire T_{i1} .
- Q_{max} est alors appelé point de « blocage thermique »

Le schéma de principe de l'écoulement dans le statoréacteur se présente ainsi : l'écoulement d'air supersonique arrivant sur la rampe de compression supersonique (pointe émergente) est ralenti par un premier choc oblique, puis ensuite par un choc droit avant d'entrée dans la chambre de combustion.

Dans la chambre de combustion, du kérosène est injecté (débit massique négligeable par rapport à celui de l'air), ce qui augmente très significativement la température génératrice de l'écoulement.

Il faut noter que l'écoulement dans la chambre de combustion est toujours subsonique et à basse vitesse, dans ce type de technologie (RAMJET), les technologies supersoniques (SCRAMJET) n'étant pas à maturité.



Question 5

- Les conditions génératrices « 0 » se calculent sans difficultés par utilisation des relations (tables) isentropiques

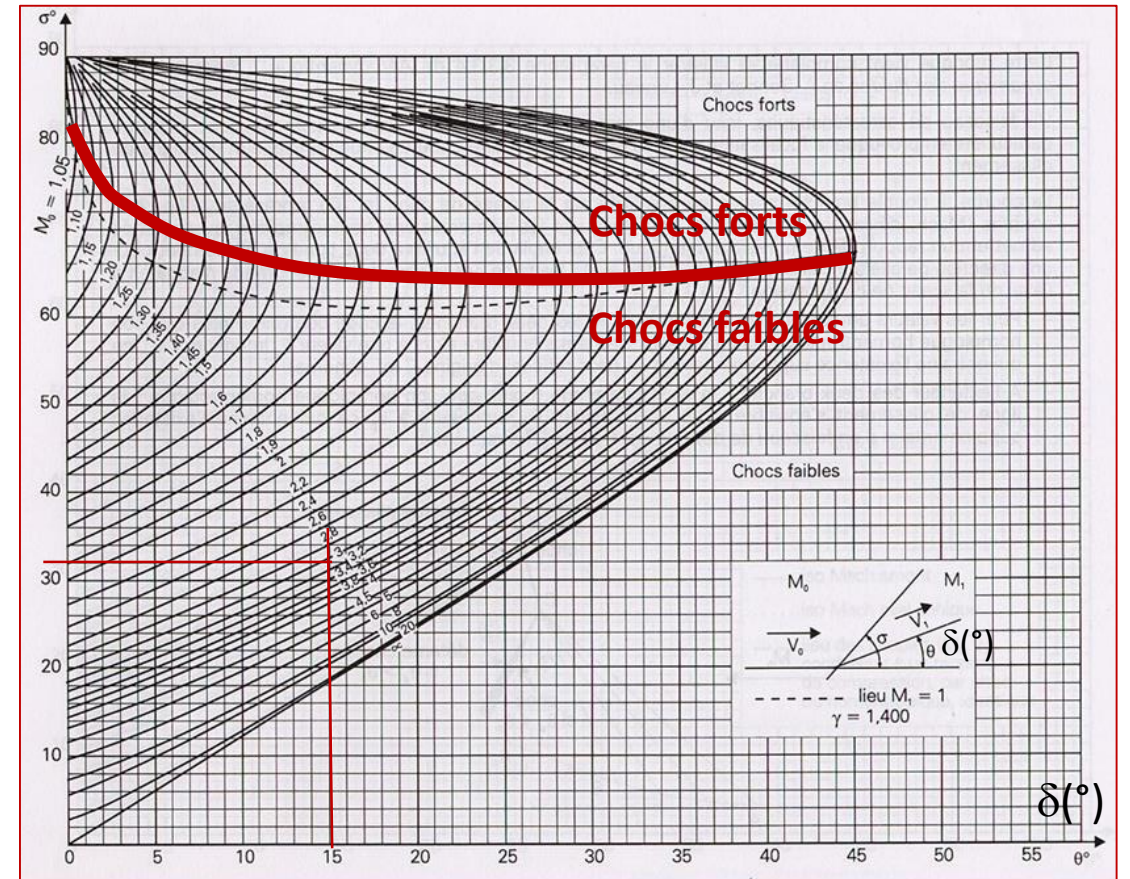
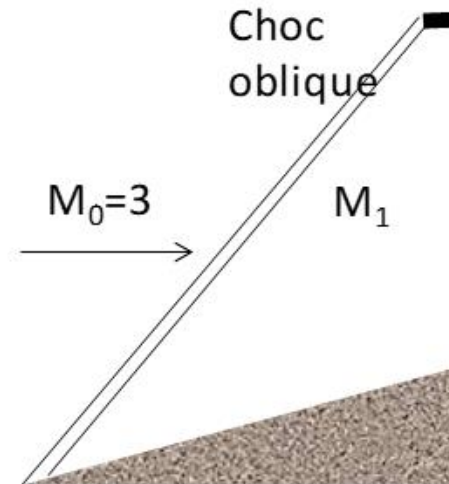
Question 6

- Pour calculer les conditions après le premier choc oblique, il est nécessaire de calculer au préalable l'angle de choc σ
- Il s'agit de calculer le choc oblique pour un nombre de Mach amont $M_0=3$ et un angle de déviation du vecteur vitesse $\delta=15^\circ$ (angle de dièdre) et ainsi déduire l'angle de choc σ

- Ce calcul se fait à l'aide la polaire : il est fait pour cette question à titre de démonstration.

- On cherche l'iso-Mach $M_0=3$ en se plaçant sur les solutions de choc faibles (en dessous de la ligne de séparation)
- Pour $\delta=15^\circ$, on lit l'angle de choc σ sur l'axe vertical

- On trouve un angle de choc :**
 $\sigma=32^\circ$



- On déroule ensuite le protocole de calcul d'une onde de choc

1- Calcul du Mach normal amont

$$M_{n0} = M_0 \sin \sigma$$

2- Calcul du Mach normal aval (après le choc) M_{n1} en utilisant la table de choc.

Attention, il s'agit d'un Mach normal aval, il **doit donc être subsonique** !

3- Calcul du Mach normal aval (après le choc) M_1 en utilisant :

$$M_1 = \frac{M_{n1}}{\sin(\sigma - \delta)}$$

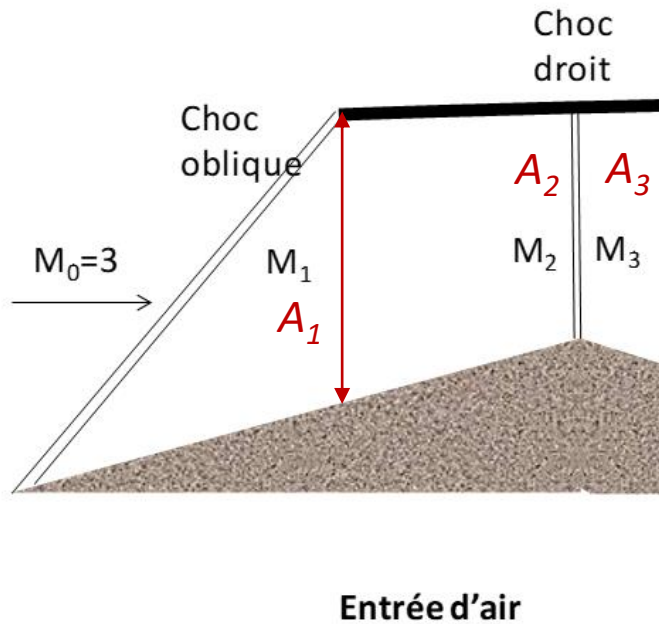


il s'agit d'une solution de choc faible, le Mach aval **doit donc être supersonique**

Les pressions statique, génératrice, et la température après le choc, dans la zone (1) de l'écoulement, s'obtiennent ensuite par utilisation des relations de passage à travers le choc (tables).

Question 7

- Il s'agit d'étudier l'écoulement sur la pointe émergente (dièdre).
- A_1 désignera la section droite dans laquelle on a un Mach M_1 et A_2 la section droite à la fin de la pointe émergente (Mach M_2).



- M_2 est donné, $M_2 = 1,2$
- On utilisera de manière simple la loi des aires entre les sections A_1 et A_2
- La pression statique s'obtient de manière simple, en utilisant les tables isentropiques



Ne pas oublier d'utiliser la pression génératrice derrière le choc oblique (P_{i1}) qui s'est dégradée par rapport à P_{i0} .

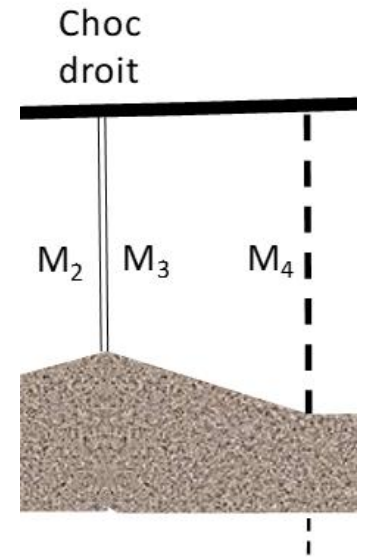
- Le choc droit doit être ensuite calculé (section $A_2 = A_3$), ce qui permet d'obtenir les paramètres M_3 , P_{i3} , P_3 et T_3 .

Question 8

- Il s'agit de calculer l'écoulement dans le divergent entre les sections $A_2=A_3$ et A_4 .
- La divergence de la paroi est donnée $A_4/A_3=5,62$
- L'utilisation de la loi des aires dans le divergents ainsi que les tables isentropique permettent sans difficulté de calculer M_4 et P_4 .



Ne pas oublier d'utiliser la pression génératrice derrière le choc droit (P_{i3}) qui s'est dégradée par rapport à P_{i1} .

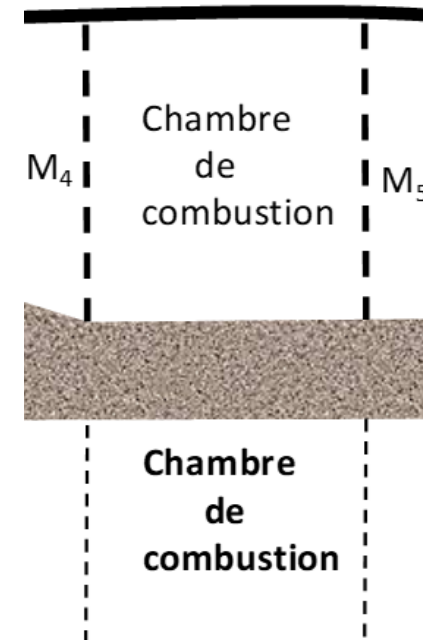


Question 9

- La limite de blocage thermique Q_{max} (par unité de masse) se calcule à l'aide M_4 , juste en entrée de la chambre de combustion et de la température génératrice (celle d'avant la chambre combustion, qui est conservative depuis l'entrée de l'air dans la statoréacteur).
- On utilisera le résultat de la question 4.

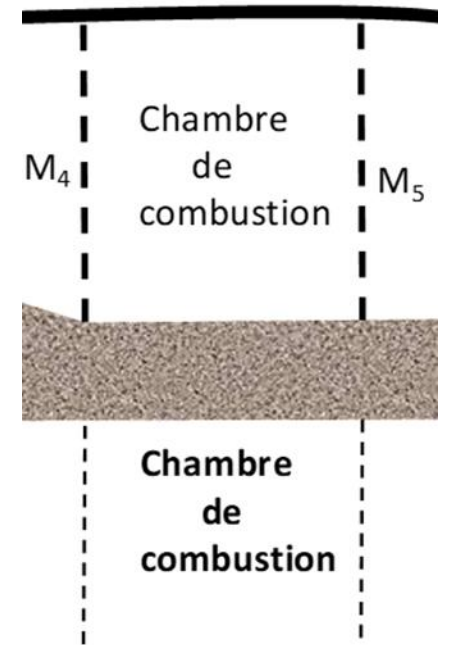


Il s'agit bien qu'une quantité de chaleur MAXIMALE que l'on peut donner à l'écoulement dans la chambre.



Question 10

- Le nombre de Mach en sortie de la chambre de combustion est $M_5=0,19$
- La quantité de chaleur réelle Q (par unité de masse- J/kg) cédée au fluide dans la chambre de combustion s'obtient à partir du résultat de la question 4 et la connaissance du Mach $M_5=0,19$
- T_{i5} se calcule ensuite avec le bilan d'énergie totale $Cp(T_{i5} - T_{i4}) = Q$
- P_{i5} s'obtient à l'aide de la conservation du débit massique : $\frac{p_i A_c}{\sqrt{T_i}} = cte$
(On se rappellera que la section du col fictif (A_c) se conserve en écoulement isentropique)
- P_5 et T_5 s'obtiennent simplement à l'aide des tables isentropiques



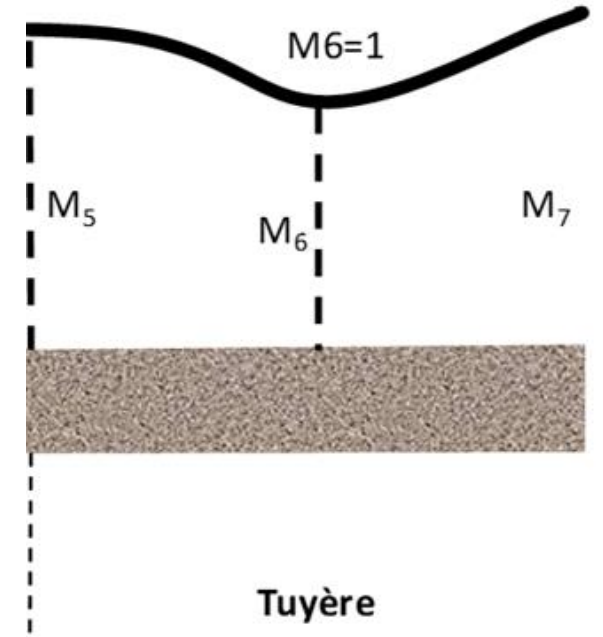
Question 11

La question concerne le calcul de l'écoulement des gaz dans la tuyère d'éjection

- Le rapport des sections A_6 / A_5 se calcule par application de la loi des aire entre les section A_5 et A_6 , ceci sachant que $M_6=1$

Vérifier qu'il y a bien convergence de la paroi !

- On souhaite obtenir $M_7=2$, soit une accélération des gaz !
- A_7 s'obtient à l'aide de la loi des aire entre les section A_6 et A_7
- P_7 et T_7 s'obtiennent simplement à l'aide des tables isentropiques, ρ_7 à l'aide de l'équation des gaz parfaits
- V_7 s'obtient en connaissant le Mach 7 et en calculant la vitesse du son locale



Question 12

- Pour calculer la poussée, faire un bilan de quantité de mouvement sur la tube de courant compris entre les sections A_0 et A_7 , sachant que $A_0 = A_7$. On appliquera le théorème de quantité de mouvement, les seules forces intervenant dans le bilan étant les forces de pression et la poussée bien évidemment.
- Au préalable, il sera nécessaire de calculer ρ_0 et V_0 (sachant que M_0 , P_0 et T_0 sont connus).
- L'ordre de grandeur de cette poussée et quelques centaines de kN !

