

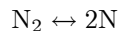
BUREAU D'ETUDE Aérodynamique

Enoncé

Problème 1. Rentrée dans l'atmosphère

Lorsque la navette spatiale rentre dans les couches supérieures de l'atmosphère, sa vitesse est encore très importante. On parle de vitesse hypersonique. Les phénomènes aérodynamiques associés conduisent à des températures très élevées, en particulier sur le nez de l'engin, conduisant à le protéger par un bouclier thermique. L'objectif de cet exercice est de calculer l'ordre de grandeur des températures mises en jeu.

On supposera pour simplifier que l'air n'est composé que d'azote. A haute température, l'azote moléculaire N_2 se décompose en azote atomique N selon une réaction que l'on supposera à l'équilibre :



L'air est donc assimilé à un mélange de deux constituants : un gaz diatomique N_2 , et un gaz monoatomique N , assimilés chacun à un gaz parfait. On admettra (cela se démontre mais la démonstration n'est pas demandée ici) que l'équation de bilan d'énergie vue en cours conserve la même forme si on convient que h est l'enthalpie massique totale du mélange des deux constituants, définie à partir des fractions massiques Y_i et des enthalpies massiques h_i des deux constituants (on utilisera l'indice m pour l'azote moléculaire et l'indice a pour l'azote atomique) :

$$h = Y_m h_m + Y_a h_a$$

On admettra que C_p est constant et a la même valeur pour l'azote moléculaire et l'azote atomique : $C_p = 1004 \text{ J/kg/K}$. Par ailleurs, l'enthalpie de formation de l'azote moléculaire et de l'azote atomique à 0 K sont donnés respectivement par :

$$h_{0m} = 0 \quad \text{et} \quad h_{0a} = 2 \times 10^7 \text{ J/kg}$$

Pour simplifier, on supposera qu'il existe une température de dissociation T_d telle que :

- si $T < T_d$ alors il n'y a que des molécules
- si $T > T_d$ alors les molécules sont totalement dissociées

Pour l'azote : $T_d = 6000 \text{ K}$.

1. Déterminer la valeur de γ pour chacun des deux gaz et tracer graphiquement la relation donnant l'enthalpie de l'azote en fonction de la température de 0 à 20000 K.

2. On va maintenant étudier l'écoulement au voisinage du nez de la navette spatiale en vol hypersonique lors de sa rentrée dans l'atmosphère. Devant la navette au nez arrondi en vol hypersonique stationnaire à Mach 30 (par rapport à la vitesse du son dans l'air au repos), on suppose qu'il se produit un choc droit. On suppose également que l'air, devant le choc, a toutes les caractéristiques de l'air au repos à l'infini. Derrière le choc, on supposera que la vitesse de l'air est très peu différente de celle de la navette (on vérifiera la validité de cette hypothèse et en particulier que l'équation de continuité interdit que la vitesse de l'air soit exactement égale à celle de l'engin). Calculer toutes les caractéristiques de l'écoulement derrière le choc, au voisinage du nez de la navette : la pression et la température, mais aussi la densité de l'air, la valeur de sa vitesse derrière le choc par rapport à la vitesse du véhicule (cette vitesse est importante pour évaluer le transfert de chaleur entre l'air et le bouclier thermique du véhicule) ainsi que le nombre de Mach associé.

Données numériques : Les caractéristiques de l'air à 18000 m d'altitude sont : $T_1 = 168 \text{ K}$; $p_1 = 0,05105 \text{ bar}$; $\rho_1 = 0,1 \text{ kg/m}^3$

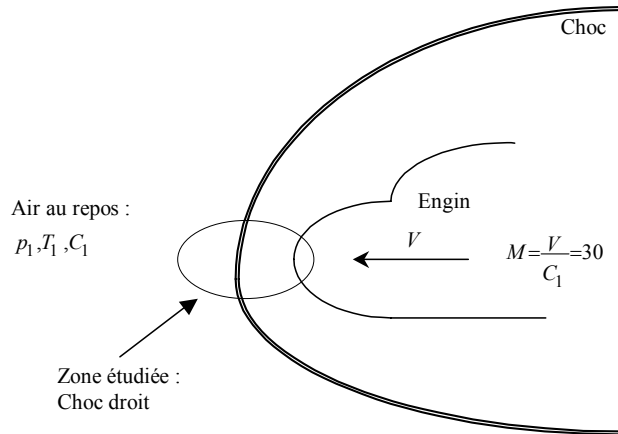


FIG. 1 – Choc devant la navette spatiale lors de sa rentrée dans l’atmosphère

Problème 2. Réflexions sur les chocs réfléchis

On considère ici un écoulement supersonique à $M = 3$ dans un canal. Cet écoulement aborde un rétrécissement définis par la figure 2. Déterminer, dans la zone du rétrécissement, l’allure des chocs et des détente, ainsi que l’écoulement résultant. Préciser autant que possible les valeurs des angles des chocs, des nombres de Mach, etc.

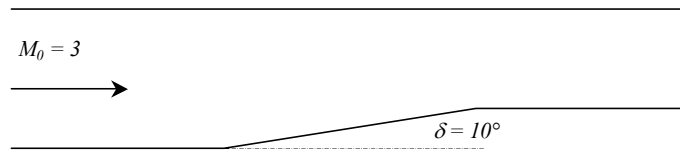


FIG. 2 – Rétrécissement dans un canal

Problème 3. OVNI en vol supersonique

On considère un OVNI ayant la forme d’un cylindre dont la base est constituée d’un hexagone non régulier (Cf. figure 3). Cet OVNI vole à Mach 3 (Mach calculé par rapport à la vitesse du son dans l’air au repos) dans une atmosphère au repos sous 1 bar. Dans chaque zone de l’écoulement, déterminer les valeurs du nombre de Mach et de la pression. Préciser la position des chocs et des détente, ainsi que les angles associés.

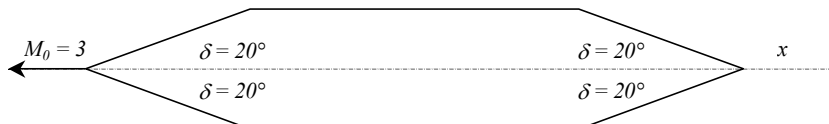


FIG. 3 – Schéma de l’OVNI

Problème 4. Etude d'un statoréacteur

Un statoréacteur fonctionne suivant le même cycle thermodynamique qu'un turboréacteur (compression, combustion, détente). La différence vient du fait que, conçu pour n'être efficace qu'à Mach supersonique, il utilise les propriétés des ondes de choc pour comprimer l'air entrant et permet donc de se dispenser d'un compresseur. La turbine devient alors inutile de sorte que toutes les machines tournantes du turboréacteur peuvent être supprimées (d'où le nom de statoréacteur), conduisant ainsi à un moteur combinant simplicité et efficacité. On se propose ici d'effectuer une première analyse de l'écoulement à l'intérieur d'un statoréacteur très simplifié. Ce dernier est supposé constitué d'un corps cylindrique (AB) de section $A_b = 1 \text{ m}^2$ faisant office de chambre de combustion et suivi d'une tuyère convergente-divergente (BCS) (Cf. figure 4). La section au col de la tuyère est désignée par A_c et la section de sortie a pour valeur $A_s = A_b = 1 \text{ m}^2$. Ce statoréacteur est testé à une altitude simulée de 10 km où l'on a mesuré la pression statique $p_a = 0.3 \text{ bar}$ et la température $T_a = 230 \text{ K}$. L'air sera considéré comme un gaz parfait et on prendra $r = 287 \text{ J/kg/K}$ et $\gamma = 1.4$. On ne considérera ici que le cas inerte sans combustion (i.e., sans injection de kérosène). Dans les conditions décrites précédemment, on admettra qu'il se forme une onde de choc droite à l'entrée A de la chambre de combustion.

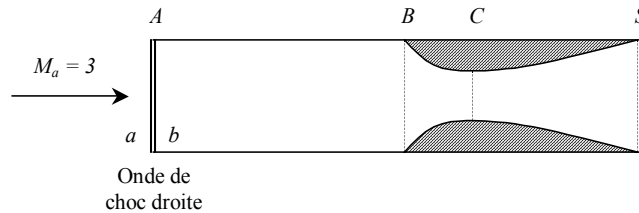


FIG. 4 – Schéma de principe d'un statoréacteur fonctionnant à Mach 3.

1. Déterminer toutes les caractéristiques de l'écoulement (nombre de Mach, vitesse, pression et température, pression et température d'arrêt isentropique, section) dans les sections A , B , C et S .
2. Déterminer le débit masse \dot{m} traversant le statoréacteur ainsi que la force totale F_T s'exerçant sur le moteur. Commenter.