Examen de Mécanique des fluides compressibles – 3h

NOM :

Partie 1 : Connaissances Générales

Répondre « Vrai » ou « Faux » et justifier/commenter brièvement

Barême : Réponse juste : 0.5 pt ; Justification : 1 pt ; Réponse fausse : 0 pt ;
Total max : 36 pts

Sans documents, sans calculatrices, 30 minutes max

1. **Une onde de Mach :**
   a. est toujours rectiligne. VRAI FAUX
   Justification/Commentaire :

   b. est une onde de choc pour des variations de pression de plus de 1 Pa. VRAI FAUX
   Justification/Commentaire :

   c. ne se produit qu'en 2D. VRAI FAUX
   Justification/Commentaire :

2. **Dans le cas d'un écoulement isentrope :**
   a. la pression, la température, et la densité varient dans le même sens. VRAI FAUX
   Justification/Commentaire :

   b. la vitesse du son ne varie pas. VRAI FAUX
   Justification/Commentaire :

   c. l'enthalpie totale ne varie pas. VRAI FAUX
   Justification/Commentaire :

3. Quand un écoulement <u>subsonique</u> permanent entre dans une tuyère convergente-divergente :

a. il atteindra la vitesse du son au col de la tuyère. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

b. une onde de choc peut se produire dans la partie convergente. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

c. les ondes de Mach ne peuvent se produire que dans le divergent. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

d. la vitesse du son ne peut que décroître tout le long de la tuyère. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

e. la pression totale ne varie pas. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

f. le débit massique est constant le long de la tuyère. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

4. Une onde de choc droite dans un gaz parfait :

a. se déplace à la vitesse du son de l'air ambiant au repos qu'elle traverse. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

b. est une onde de choc oblique dans un autre choix de repère. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

c. peut se produire sur un profil d'aile même en vol subsonique. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

d. ne modifie pas l'enthalpie. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

e. est adiabatique. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

5. Une onde de choc oblique :

a. génère un écoulement subsonique en aval. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

b. a un angle plus grand qu'une onde de Mach pour le même écoulement. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

c. est unique pour un angle de rampe et un nombre de Mach donnés. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

d. se détache d'un dièdre quand le nombre de Mach diminue. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

6. Un écoulement de Prandtl-Meyer:

a. n’est pas toujours isentrope. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

b. se produit en sortie de tuyère convergente avec blocage sonique. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

c. peut augmenter ou diminuer la température. VRAI FAUX
Justification/Commentaire :

Examen de Mécanique des fluides compressibles – 3h

NOM :

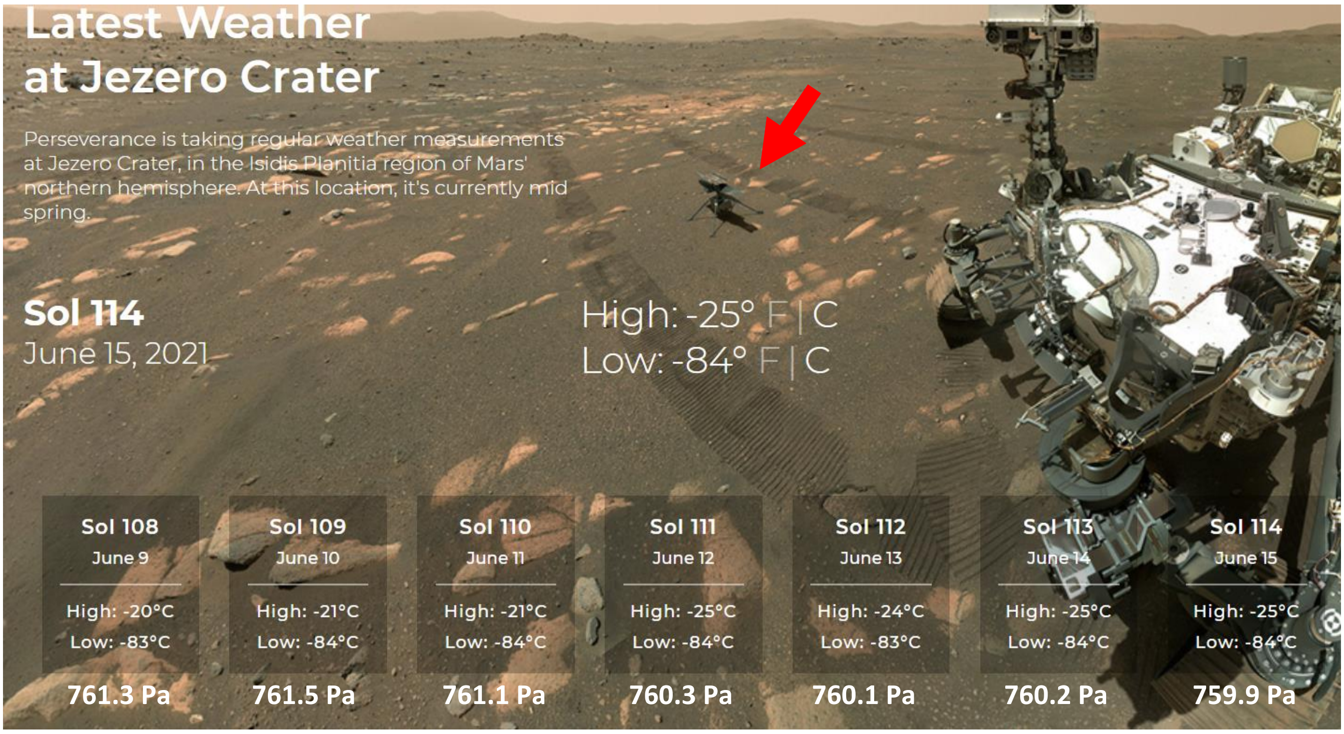
Partie 2 : Exercices

Barême : Ex 1: 12 pts ; Ex 2 : 20 pts, Ex 3 : 12 pts, Ex 4 : 20 pts
Total max : 64 pts.

Documents (formulaire, tables) distribués, jusqu'à 11h15 max

1. Hélicoptère martien

Le 19 avril 2021, l'hélicoptère de la NASA, Ingenuity, a réalisé le premier vol contrôlé dans une atmosphère non terrestre. L'hélice du rotor a un diamètre de 1,40 m et une vitesse de rotation très elevée, de 2'400 tours/minute (!). L'atmosphère de Mars est composée de dioxyde carbone (CO_2, 44 g/mol). Voici la météo de ces derniers jours:



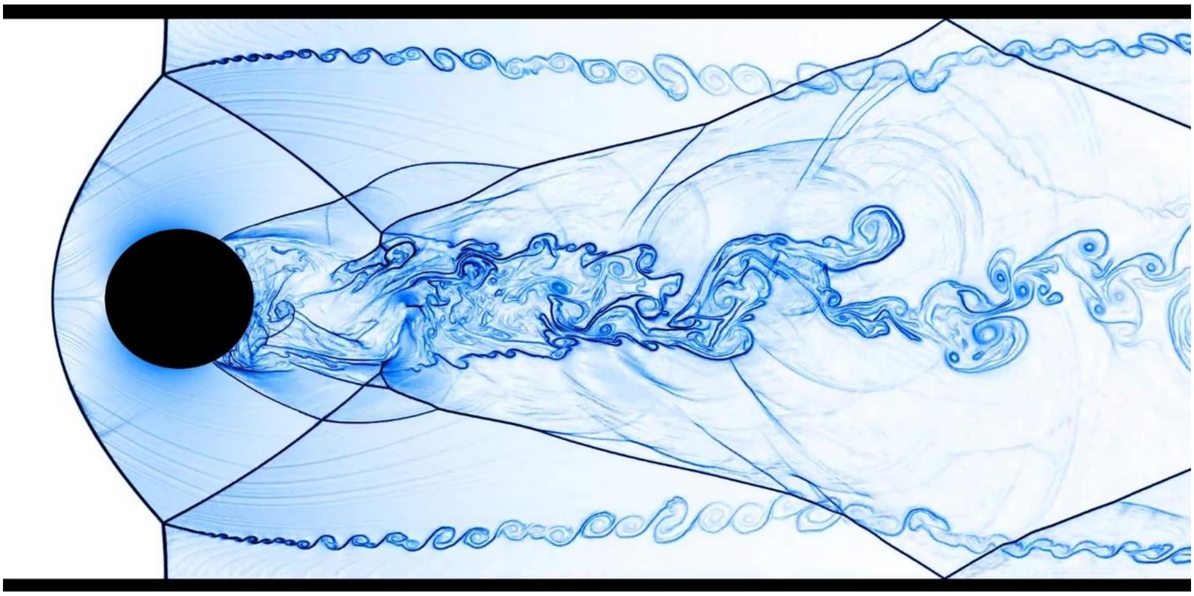
a. Evaluer la plage de vitesses du son sur Mars (pour cette semaine).

b. Evaluer la plage de nombres de Mach en bout de pale de l'hélice. Est-ce que l'aérodynamique du rotor peut être conçue avec une hypothèse d'écoulement incompressible (Bernoulli) ? Faut-il s'attendre à la présence d'ondes de chocs?

c. Sachant que la portance dépend de la pression **dynamique,** vaut-il mieux voler la nuit (quand il fait froid) ou le jour (quand il fait chaud), d'un point de vue performance **purement aérodynamique** (Ingenuity a volé le jour…) ? Pourquoi la vitesse de rotation de l'hélice est-elle si élevée ?

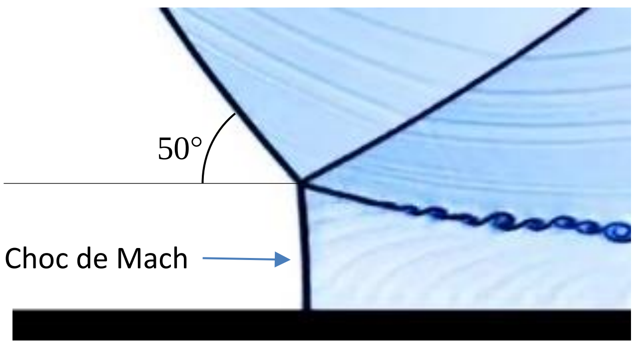
2. Ecoulement supersonique autour d'un cylindre

Une simulation d'écoulement d'air ($\gamma = 1.4$) supersonique 2D à **Mach 3** autour d'un cylindre donne le résultat suivant. L'écoulement se produit au sein d'une conduite (soufflerie supersonique), dont les parois sont indiquées par les traits gras.



a. Dire pourquoi l'onde de choc en amont est obligatoirement détachée.

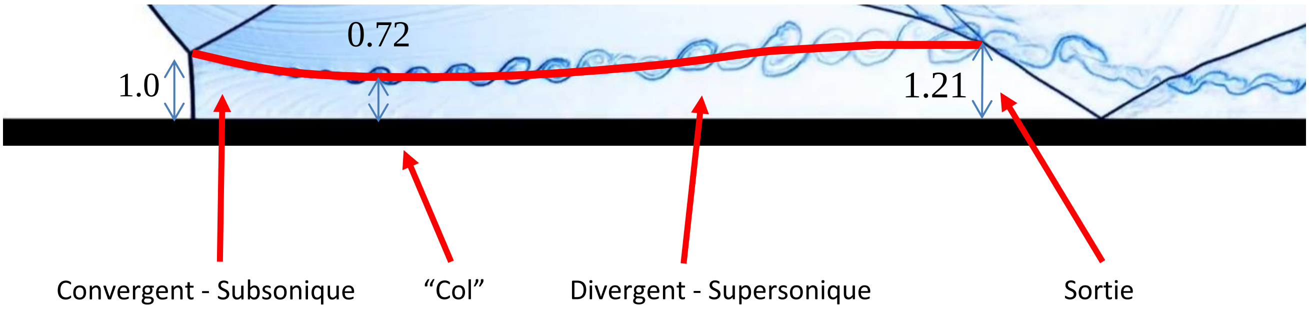
b. On remarque que cette onde de choc courbe se « réfléchit » au niveau de la paroi de la soufflerie en créant un choc droit, dit « choc de Mach » :



Avec la valeur de l'onde de choc courbe incidente estimée à 50˚ par rapport à l'horizontale, justifier **quantitativement** qu'un choc de Mach doit se produire et qu'une réflexion classique ne peut pas se produire.

c. Quel est le nombre de Mach en aval du « choc de Mach » ?

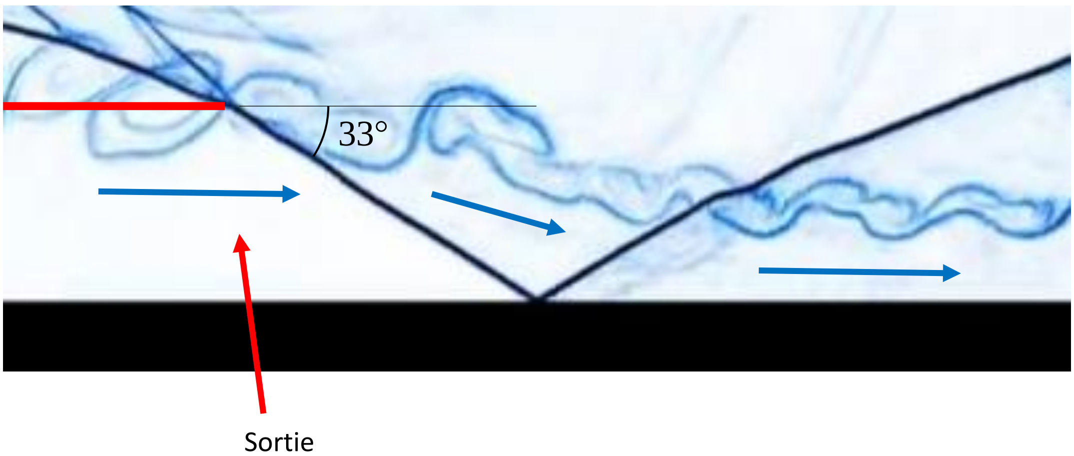
On peut considérer que la couche de cisaillement (représentée par une allée de tourbillons dans la figure ci-dessous) agit pratiquement comme une paroi (pas d'écoulement à travers cette interface). La forme de cette interface fait penser à une tuyère Convergente-Divergente, avec un écoulement subsonique en entrée (juste en aval du choc de Mach), un col (la partie la plus étroite), et un divergent. Dans la partie divergente, l'écoulement redevient supersonique car l'on observe une onde de choc oblique et que l'écoulement était quasi-permanent quand cette image a été enregistrée.



d. Estimer sur cette figure les rapports d'aires de cette « tuyère » afin de montrer que le col est bien sonique (les valeurs indiquées sont normalisées par rapport à l'entrée, où se trouve le choc de Mach).

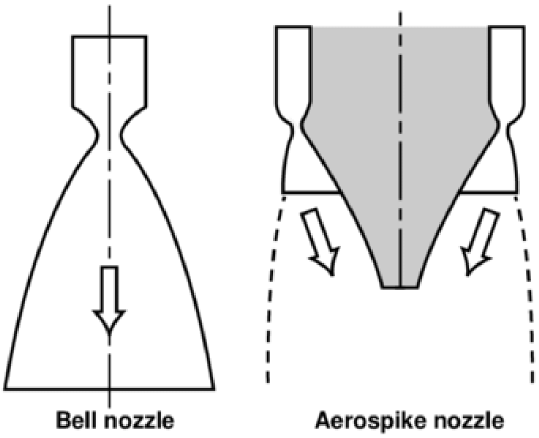
e. Estimer le nombre de Mach en sortie de tuyère (là où se trouve l'onde de choc oblique).

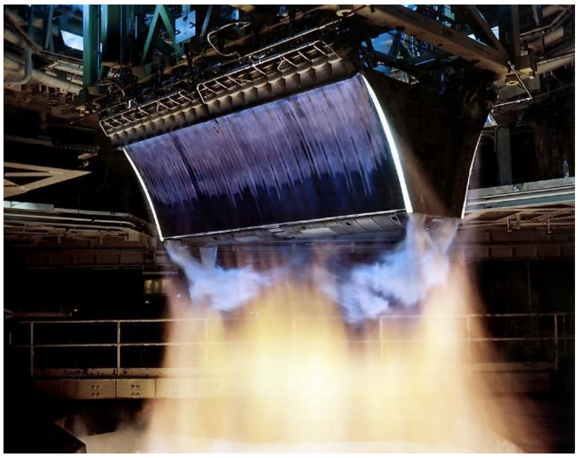
f. Montrer qu'une réflexion classique de cette onde de choc oblique (sans choc de Mach) est possible, et évaluer toutes les propriétés de l'écoulement en aval de cette réflexion (angle de l'onde choc réfléchie et nombre de Mach en aval). L'onde de choc oblique fait 33˚ avec l'écoulement en sortie (et la paroi).



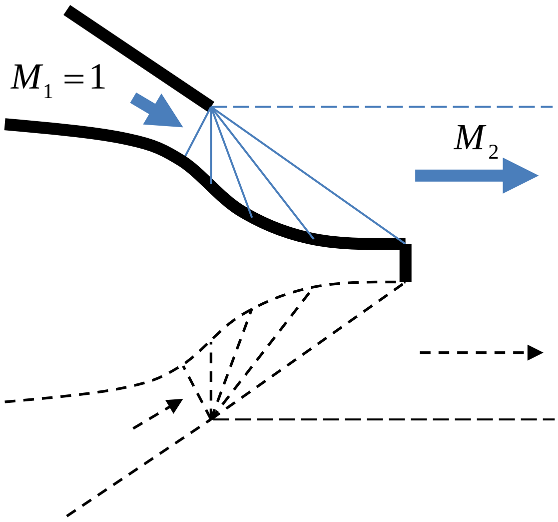
3. Aerospike

Une tuyère aerospike est une tuyère à écoulement *externe*, qui séduit par le fait qu'elle peut être beaucoup plus compacte qu'une tuyère classique (écoulement *interne*) en forme de cloche (« bell »). Boeing/Rocketdyne teste le concept (figure à droite). Le nom « spike » vient de la forme pointue de la tuyère.



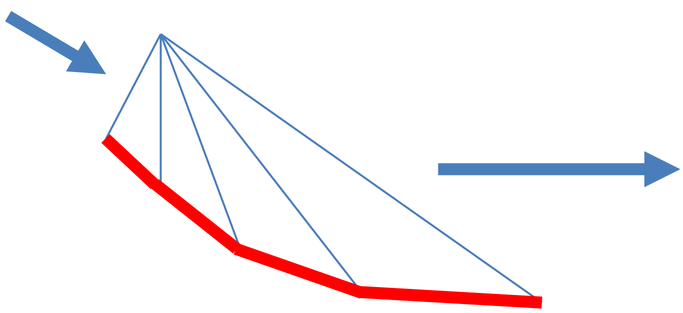


Pour un modèle simple de tuyère aerospike, l'écoulement est détendu de Mach 1 à un nombre de Mach M_2 souhaité, en traversant un éventail de Prandtl-Meyer (figure ci-contre). Au point de fonctionnement, l'écoulement en sortie est dans le sens de la poussée (figure ci-contre) .



a. Trouver l'angle d'ouverture de l'éventail ainsi que l'angle de déviation de l'écoulement pour un nombre de Mach en sortie de tuyère $M_2 = 2$ et $\gamma = 1.4$.

b. La forme idéale du « spike » doit être telle que les ondes de Mach de l'éventail de Prandtl-Meyer ne soient pas réfléchies par la paroi du spike (en d'autres mots, la paroi du spike doit être une ligne de courant, c'est-à-dire que la direction de l'écoulement doit être tangentielle à la paroi).

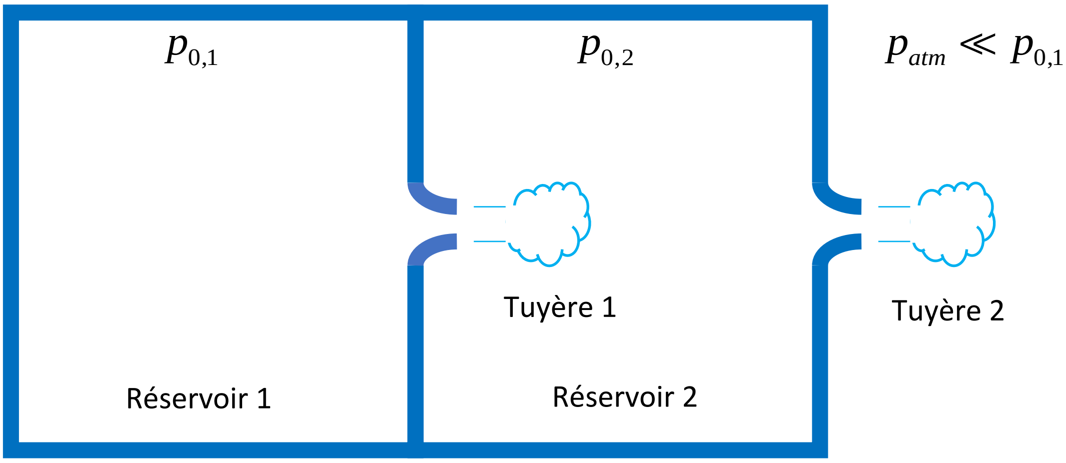


Sans faire les calculs, choisir quelques ondes de Mach (caractéristiques) de l'éventail, et indiquer la procédure algorithmique (numérique) que vous utiliseriez pour obtenir la forme du spike (en utilisant les invariants de Riemann).

4. Tuyères en série

Les tuyères sur les fusées sont toujours en parallèle.

Nous allons voir ce qu'il se produit si on les met en série.



Le premier réservoir (très grand) est maintenu à une pression (de réservoir) $p_{0,1}$ et température $T_{0,1}$ données.

Ce premier réservoir alimente une première tuyère **convergente**, dont l'écoulement se déverse dans un deuxième réservoir (très grand lui aussi).

Le deuxième réservoir se trouve à une pression (de réservoir) $p_{0,2}$, qui résulte du fonctionnement du système. Cette pression n'est donc pas pré-établie.

Ce réservoir alimente une deuxième tuyère **convergente**, qui se déverse dans l'atmosphère à une pression ambiante p_{atm} ($<< p_{0,1}$).

Le système est adiabatique et la **température totale est donc constante** (égale à $T_{0,1}$).

Les **aires de sortie des deux tuyères sont les mêmes**, égales à A.

a. Montrer tout d'abord que la pression $p_{0,2}$ est obligatoirement inférieure à $p_{0,1}$.
b. Puis, en utilisant le fait que, pour un régime permanent, le débit massique dans la première tuyère doit être égal au débit massique dans la deuxième tuyère, montrer qu'il est impossible que les deux tuyères soient toutes deux en blocage sonique.
c. Montrer que seule la **deuxième** tuyère peut être en blocage sonique.
d. Tirer la conclusion que la pression $p_{0,2}$ du deuxième réservoir doit donc être toujours obligatoirement égale à la pression de **sortie** de la **première** tuyère.

e. Avec l'égalité des débits de l'écoulement traversant la première tuyère et la deuxième tuyère, et dans le cas où la deuxième tuyère est en blocage sonique, montrer que la pression totale $p_{0,2}$ du deuxième réservoir obéit cette relation quadratique :

$$x^2 - x - c = 0$$

où la constante c est égale à :

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

et le symbole x est égal à:

$$x = \left(\frac{p_{0,1}}{p_{0,2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Trouver ainsi une expression pour $p_{0,2}/p_{0,1}$ en fonction de γ. Evaluer ce rapport pour le cas de l'air ($\gamma = 1.4$).

f. Evaluer le nombre de Mach M_1 en sortie de la première tuyère.

g. Montrer ainsi que le débit massique avec deux réservoirs et deux tuyères en série (et la deuxième tuyère en blocage sonique) est inférieur au débit que l'on aurait avec un seul réservoir (à $p_{0,1}$) et une seule tuyère (en blocage sonique), et que pour le cas de l'air, le rapport de ces deux débits est égal à 80,7%.

h. Montrer que cet écoulement n'est pas isentrope, et en particulier donner une expression pour l'augmentation d'entropie entre le premier et le deuxième réservoir. Evaluer cette différence d'entropie pour le cas de l'air ($r = 287\ J/kg.K$). Qu'est-ce qui génère cette entropie ?

1 Hélicoptère martien

(a) Pour un gaz parfait, la vitesse du son s'écrit :

$$a = \sqrt{\gamma . r . T}$$

* $r = \dfrac{R}{\mathcal{M}} = \dfrac{8,314 \text{ J/(K.mol)}}{0,044 \text{ kg/mol}} \simeq 189 \text{ J/kg.K}$

masse molaire

* $T_{min} \simeq -84°C \simeq 189 \text{ K} \longrightarrow \gamma_{CO_2} \simeq 1,35$
  $T_{max} \simeq -20°C \simeq 253 \text{ K} \longrightarrow \gamma_{CO_2} \simeq 1,31$ } graphe

$$\longrightarrow \boxed{\begin{array}{l} a_{min} \simeq 220 \text{ m/s} \\ a_{max} \simeq 250 \text{ m/s} \end{array}} \begin{array}{l} \leftarrow \text{nuit} \\ \leftarrow \text{jour} \end{array}$$

(b) Vitesse en bout de pale :

$$V = \frac{D}{2} . \Omega . \frac{2\pi}{60}$$

$D = 1,4$ m

$\Omega = 2'400$ trs/min

$$V \simeq 176 \text{ m/s}$$

$$M = \frac{V}{a} \longrightarrow \boxed{\begin{array}{l} M_{min} \simeq 0,7 \\ M_{max} \simeq 0,8 \end{array}} \begin{array}{l} \leftarrow \text{jour} \\ \leftarrow \text{nuit} \end{array}$$

Comme $M \gtrsim 0,3$, il faut utiliser la version <u>compressible</u>

Selon la forme du profil de la pale, il pourrait y avoir des ondes de choc sur l'extrados si l'écoulement passe en supersonique. Comme $M \sim 0,7 - 0,8$ est assez bas, ceci est peu probable

(c) Pression dynamique : $\dfrac{1}{2} \rho V^2 = \dfrac{1}{2} \left(\dfrac{P}{rT} \right) \gamma r T \dfrac{V^2}{\gamma r T}$

$$= \frac{1}{2} \gamma P M^2$$

La pression atmosphérique varie peu entre le jour et la nuit.

On voit que sur une semaine sur Mars, elle est autour de :

$$P_{atm} \simeq 760 \text{ Pa}$$

Donc, en fait, c'est la <u>température</u> qui affecte la pression dynamique.

* $\frac{1}{2} \rho V^2$ ← ne change pas

$$\rho = \frac{P_{atm}}{rT}$$

densité plus élevée la <u>nuit</u>

* $\frac{1}{2} \gamma P_{atm} M^2$

ne change pas

$$M^2 = \frac{V^2}{\gamma r T}$$

nombre de Mach, plus élevé la <u>nuit</u>

Il faudrait donc voler la <u>nuit</u> afin que la <u>pression dynamique</u> soit <u>plus élevée</u>.

(la NASA a choisi de voler le jour car Ingenuity utilise une caméra regardant vers le sol pour s'orienter, et peut être filmé par le rover également)

La pression dynamique dépend de la pression atmosphérique (très faible) et du nombre de Mach.

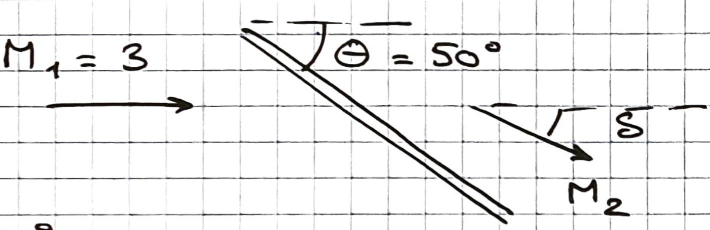
Il faut donc maximiser le nombre de Mach, tout en le maintenant à des valeurs inférieures à 1.

Pour cela, la vitesse en bout de pale est élevée.

2) a) La partie avant du cylindre correspond à une paroi perpendiculaire à l'écoulement, et donc à une déviation de l'écoulement $\delta = 90°$.

Or, selon le graphe des chocs obliques, il n'y a pas de solution d'ondes de choc attachées pour $\delta = 90°$.

b) A partir du graphe pour ondes de chocs obliques, on peut lire :



$\delta \simeq 29°$

pour $M_1 = 3$ et $\theta = 50°$

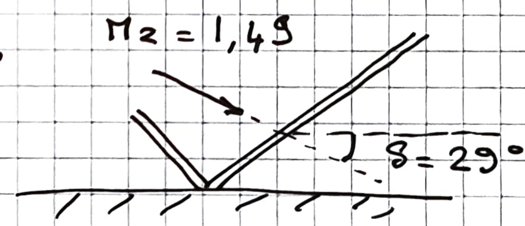
Donc : $M_{n,1} = M_1 \cdot \sin\theta \simeq 2{,}30$

Tables pour ondes de choc droit : $M_{n,2} \simeq 0{,}5344$

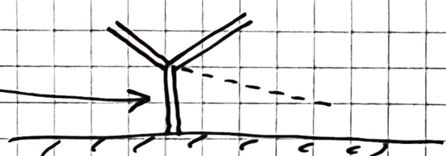
$$\longrightarrow \quad M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin(\theta - \delta)} \simeq 1{,}49$$

Pour avoir une réflexion sans choc de Mach, il faudrait que l'écoulement puisse revenir à l'horizontale, et donc subir une déviation $\delta = 29°$

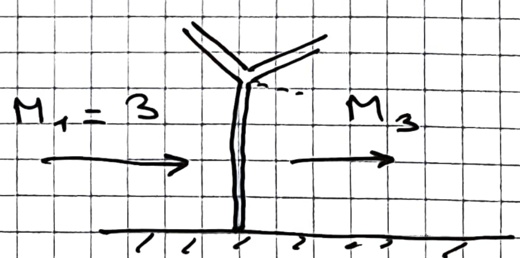
Or, pour $M_2 = 1{,}49$ et $\delta = 29°$, il n'existe pas de solutions d'ondes de choc oblique en lisant le graphe.



La réflexion doit donc se faire avec un choc de Mach

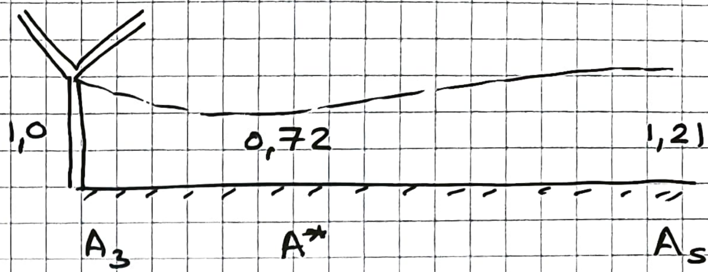


c) Avec la table des ondes de choc droite :



$M_1 = 3 \longrightarrow M_3 = 0{,}4752$

(d) Avec :



$$\frac{A_3}{A^*} = \frac{1,0}{0,72} = 1,39$$

géométrie 2D
→ profondeur constante
→ rapport d'aires = rapport de hauteurs

Avec les tables isentropes, pour $\frac{A_3}{A^*} = 1,39$,

on trouve : $M_3 \simeq 0,4756$

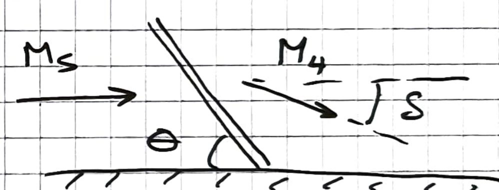
qui correspond bien à la valeur trouvée en (c)

Donc le col est bien sonique.

(e) Avec $\frac{A_s}{A^*} = \frac{1,21}{0,72} = 1,68$ et les tables isentropes :

→ $M_s \simeq 2,0$

(f) Avec $M_s = 2$ et $\theta = 33°$



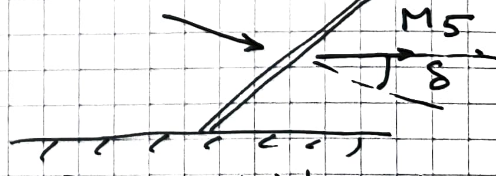
→ $\delta \simeq 3,5°$

(avec le graphe des ondes de choc obliques)

$M_{n,s} = M_s \sin\theta = 2 \sin 33° \simeq 1,09$

→ $M_{n,4} \simeq 0,92$ (avec table ondes de choc droite)

→ $M_4 = \frac{M_{n,4}}{\sin(\theta - \delta)} = 1,87$

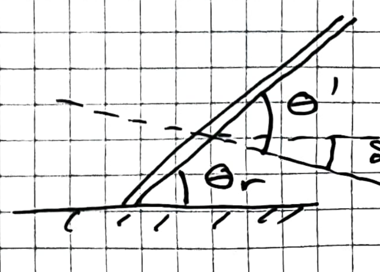


Avec $M_4 = 1,87$ et $\delta = 3,5°$

→ $\theta' = 35,5°$ (graphe ondes de chocs obliques)

$M_{n,4} = M_4 \sin\theta' = 1,086$ → $M_{n,5} \simeq 0,92$ (table ondes de choc droite)

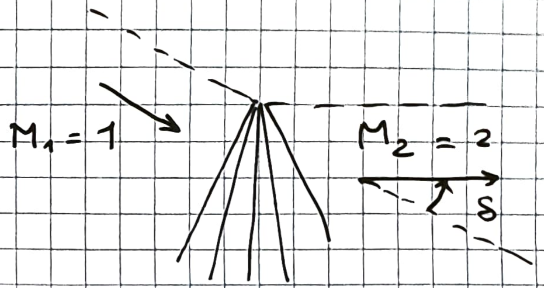
→ $M_5 = \frac{M_{n,5}}{\sin(\theta' - \delta)} \simeq 1,74$



Angle de réflexion $\theta_r = \theta' - \delta = 32°$

3 a $\delta = \nu(M_1) - \nu(M_2)$

fonction de Prandtl-Meyer



On prend $\gamma = 1{,}4$ et la table:

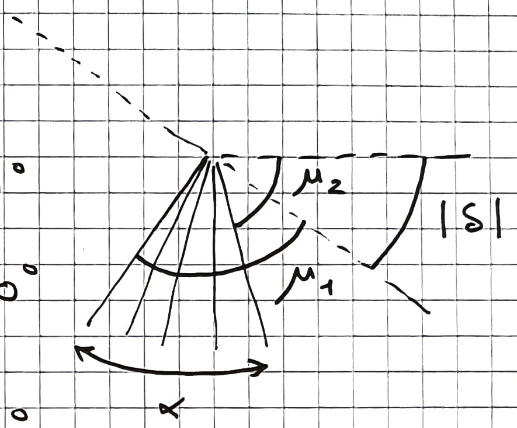
$\nu(M_1 = 1) = 0$

$\nu(M_2 = 2) = +26{,}38°$

$\rightarrow \quad \delta = -26{,}38°$ (négatif, détente)

Angle d'ouverture :

$\alpha = \mu_1 + |\delta| - \mu_2$



$\sin \mu_1 = \dfrac{1}{M_1} = 1 \rightarrow \mu_1 = 90°$

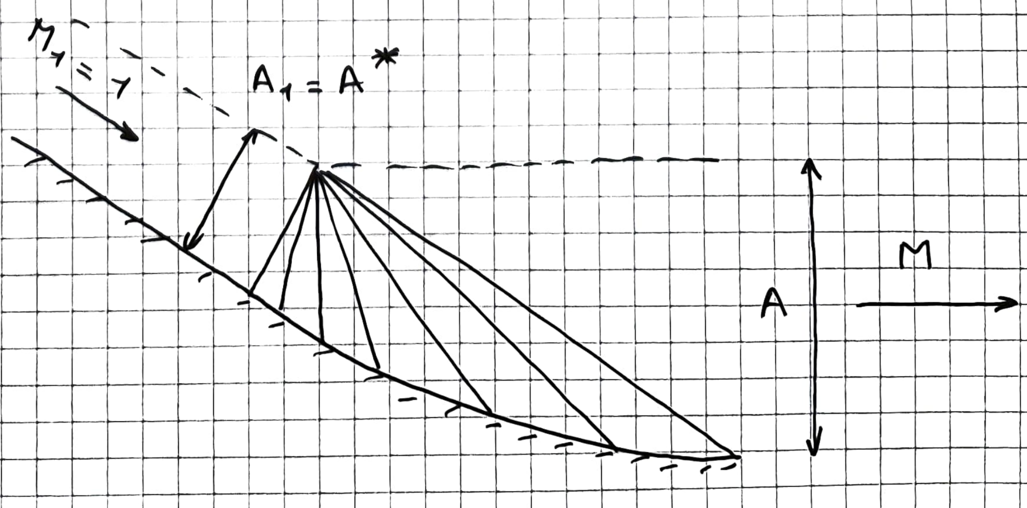
$\sin \mu_2 = \dfrac{1}{M_2} = \dfrac{1}{2} \rightarrow \mu_2 = 30°$

$\rightarrow \quad \alpha = 90° + |-26{,}38°| - 30°$

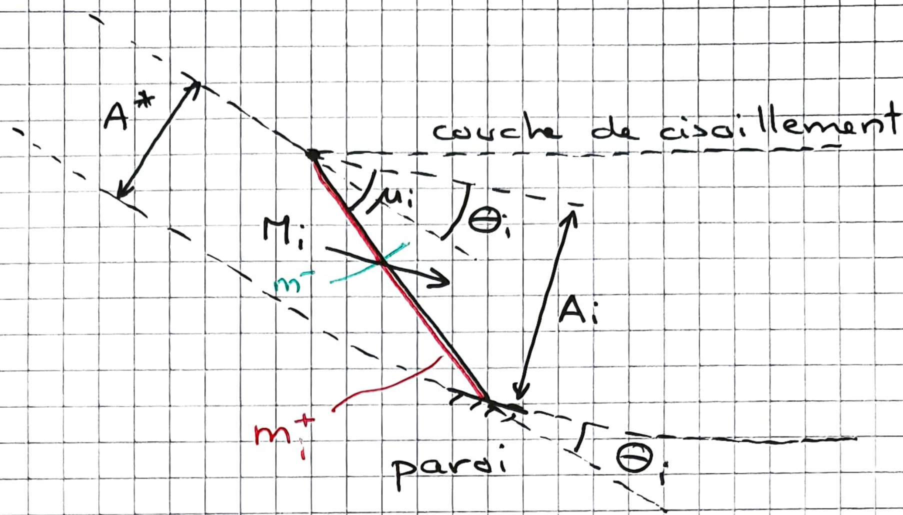
$\alpha = 86{,}38°$

b Comme pour l'exercice fait en classe 9.5 c'est la conservation de débit qui va dicter la géométrie de la paroi.

Rappel de cours: $\dfrac{A}{A^*}$ a été évalué en fonction de M en invoquant la conservation de débit.



Choisissons une onde de Mach (= caractéristique) i de l'éventail de Prandtl-Meyer



Les ondes de Mach de l'éventail sont des m^+ (avec la notation du cours)

les caractéristiques m^- proviennent toutes de la région où $M_1 = 1$

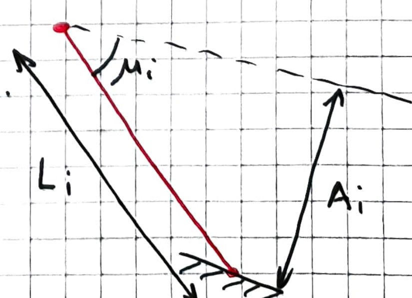
$$\theta - \nu = -\nu(M_1) = 0 \quad \longrightarrow \quad \theta_i = \nu(M_i)$$

avec $\theta = 0$ à l'entrée où $M_1 = 1$

angle de la paroi et de l'écoulement tout le long de la caractéristique m_i^+

Comme vu en cours (et dans l'exercice 10.1), M_i est également constant le long de m_i^+

Connaissant l'angle de la paroi θ_i, on peut maintenant trouver la position de cet élément de paroi par rapport au sommet de l'éventail.



$$L_i = \frac{A_i}{\sin \mu_i} = M_i \cdot A_i$$

car $\sin \mu_i = \frac{1}{M_i}$

$$\rightarrow \quad \frac{L_i}{A^*} = M_i \cdot \frac{A_i}{A^*} \quad \text{avec} \quad \frac{A_i}{A^*} = f(M_i)$$

relation isentrope

Algorithme :

- On choisit θ_i
- On trouve M_i avec $\nu(M_i) = \theta_i$
- On évalue $\mu_i = \sin^{-1}\left(\frac{1}{M_i}\right)$
- On évalue $\frac{A_i}{A^*} = f(M_i)$
- On évalue $\frac{L_i}{A^*} = M_i \cdot \frac{A_i}{A^*}$

On a ainsi la position de l'élément de paroi
(à partir de L_i, μ_i, et θ_i)
ainsi que son angle θ_i

(4)

(a) Afin qu'il y ait un écoulement du réservoir 1 au réservoir 2, il faut obligatoirement que la pression du réservoir 2 ($p_{0,2}$) soit inférieur à la pression du réservoir 1 ($p_{0,1}$).

(b) A partir de la relation F.66 avec $M = 1$ dans les deux tuyères, la conservation de débit impose :

$$\frac{\dot{m}\sqrt{rT_{0,1}}}{p_{0,1}\, A} = \frac{\dot{m}\sqrt{rT_{0,2}}}{p_{0,2}\, A}$$

Comme les deux aires sont les mêmes et que la température totale est invariante ($T_{0,1} = T_{0,2}$), cette relation impliquerait que $p_{0,1} = p_{0,2}$, ce qui est en contradiction avec le résultat en (a).

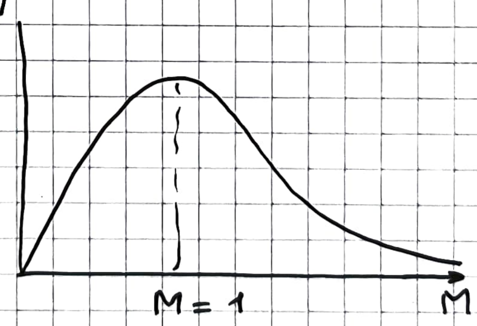
(c) A partir de la relation F.66

$$\frac{\dot{m}\sqrt{rT_0}}{p_0\, A} = \sqrt{\gamma}\, M \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

on peut montrer que le terme de droite est monotone et croissant pour M entre 0 et 1.

Une autre manière de le voir est de se reporter au cours où on a montré que :

$$\frac{\dot{m}}{A} = \rho u$$



Ainsi, si $p_{0,2} < p_{0,1}$, alors $M_2 > M_1$

et donc seule la tuyère 2 peut être en blocage sonique, tandis que la tuyère 1 sera subsonique

(d) Si la tuyère 1 est subsonique, alors la pression de sortie doit être égale à la pression arrière, c'est à dire $p_{0,2}$.

(e) On utilise la relation F.67 pour la tuyère 1 :

$$\frac{\dot{m}\sqrt{rT_0}}{P_{0,1}\,A} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}\left(\frac{P_{0,2}}{P_{0,1}}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\sqrt{1-\left(\frac{P_{0,2}}{P_{0,1}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

où on utilisé le fait que la pression de sortie est $P_{0,2}$.

Pour la tuyère 2 en blocage sonique, on utilise F.68 :

$$\frac{\dot{m}\sqrt{rT_0}}{P_{0,2}\,A} = \sqrt{\gamma}\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

En égalant les débits :

$$\sqrt{\gamma}\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} = \frac{P_{0,1}}{P_{0,2}}\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}\left(\frac{P_{0,2}}{P_{0,1}}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\sqrt{1-\left(\frac{P_{0,2}}{P_{0,1}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

$$\sqrt{\frac{\gamma-1}{2}}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} = \left(\frac{P_{0,1}}{P_{0,2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\sqrt{1-\left(\frac{P_{0,2}}{P_{0,1}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

Avec : $\quad c = \frac{\gamma-1}{2}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \qquad x = \left(\frac{P_{0,1}}{P_{0,2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

$$\sqrt{c} = x\sqrt{1-\frac{1}{x}} \longrightarrow x^2 - x - c = 0$$

Solution : $\quad x = \frac{1}{2}\left(1 \pm \sqrt{1+4c}\right)$

seule la solution positive est valable

$\gamma = 1{,}4 , \quad c = 0{,}06698 , \quad x = 1{,}063$

$$\rightarrow \frac{P_{0,2}}{P_{0,1}} = 0{,}8075$$

(f) On utilise soit les tables isentropes soit la relation F.49

pression sortie $\rightarrow$ $\quad \frac{P_{0,1}}{P_{0,2}} = \left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \longrightarrow M = 0{,}562$

(g) Le débit avec 2 tuyères $\dot{m}_{2t}$ est donné par :

$$\frac{\dot{m}_{2t}\sqrt{rT_0}}{p_{0,2}\ A} = \sqrt{\gamma}\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

comme vu en (e).

Avec seulement une tuyère avec une pression de réservoir $p_{0,1}$, le débit $\dot{m}_{1t}$ serait :

$$\frac{\dot{m}_{1t}\sqrt{rT_0}}{p_{0,1}\ A} = \sqrt{\gamma}\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Donc :

$$\frac{\dot{m}_{2t}}{\dot{m}_{1t}} = \frac{p_{0,2}}{p_{0,1}} = 0,8075$$

(h) La relation F.89 a été obtenue dans le chapitre des ondes de choc, mais elle est générale et peut s'appliquer ici !

$$s_2 - s_1 = c_p \ln \frac{T_{0,2}}{T_{0,1}} - r \ln \frac{p_{0,2}}{p_{0,1}} = -r \ln \frac{p_{0,2}}{p_{0,1}}$$

$$\rightarrow \quad s_2 - s_1 = 61,36 \ \mathrm{J/kg.K}$$

signe (+)

Le jet entrant dans le réservoir 2 doit être ralenti (par dissipation interne) afin que le réservoir 2 soit au repos.

Il y a donc génération d'entropie.

(dans une onde de choc, la génération d'entropie se fait au sein de l'onde de choc par dissipation visqueuse également)