

Étude des systèmes de propulsion pour l'aéronautique et l'espace



Étudiants :

Juliette BLANCHARD

Jenson MACMILLAN

Oumaima EL OTMANI

Hugo LEGRAND

Julie ROQUES

Clément LACROIX

Enseignant-responsable du projet :

Abdellah HADJAJ

Cette page est laissée intentionnellement vierge.

Date de remise du rapport : **17/06/2023**

Référence du projet : **STPI/P6/2023 – 07**

Intitulé du projet : ***Étude des systèmes de propulsion pour l'aéronautique et l'espace***

Type de projet : ***Bibliographique, Modélisation***

Objectifs du projet (10 lignes maxi) :

L'objectif de notre projet est d'étudier l'ensemble des phénomènes physiques qui se déroulent lors de la propulsion d'un moteur. Tout d'abord, nous avons étudié les phénomènes physiques qui se développent lors de la propulsion. Nous pouvons ainsi citer les différents types d'ondes qui existent et qui peuvent apparaître dans différentes parties de l'objet propulsé, les phénomènes de décollement ou encore les différences notoires entre la détonation et la déflagration. Ensuite, nous avons analysé les différents éléments qui composent le moteur, et plus particulièrement la chambre de combustion et les différents types de tuyères. Enfin, nous avons poussé nos recherches pour étudier un prototype de moteur pour la propulsion : les moteurs à détonation, très prometteurs pour le futur de l'aéronautique et l'aérospatial.

Mots-clefs du projet : **Ondes de choc, Décollement, Combustion, Systèmes de propulsion**

TABLE DES MATIERES

1.	Introduction.....	7
2.	Méthodologie / Organisation du travail.....	8
3.	Ondes de chocs	9
3.1.	Types d'ondes de chocs	9
3.2.	Modélisation des ondes de choc	10
3.3.	Application des ondes de choc : les disques de Mach.....	11
3.3.1.	Différents types de réflexion	12
4.	Détonation et déflagration	14
4.1.	Définitions	14
4.2.	Lien entre détonation et déflagration.....	15
5.	Familles de systèmes de propulsion	16
5.1.	Turbine à gaz.....	16
5.2.	Réacteurs	18
6.	Composition des systèmes de propulsion.....	19
6.1.	Chambre de combustion	19
6.2.	Tuyère.....	20
6.2.1.	Les différents types de tuyère :	21
6.2.2.	Refroidissement.....	22
6.2.3.	Décollement.....	23
6.3.	Les moteurs à détonation	25
6.3.1.	Moteur à détonation oblique	25
6.3.2.	Détonation rotative	26
7.	Conclusions et perspectives	28
8.	Bibliographie.....	29
9.	Annexes.....	31
9.1.	Définitions	31
9.2.	Modélisation des ondes de choc : détail des calculs	33
9.3.	Sauts de pression, de masse volumique et de température	36
9.4.	Modélisation du décollement libre	38
9.5.	Calculs de rendements.....	39
9.6.	Diagramme de GANTT - Version 1 :	43
9.7.	Diagramme de GANTT - Version 2 :	45

TABLE DES FIGURES

Figure 1 Ondes courbes, obliques et droites	9
Figure 2 : Évolution de la structure compressible en champ proche d'un jet sous-détendu ..	11
Figure 3 : Les différents types d'ondes de choc réfléchies (Ben-Dor, 1992)	12
Figure 4 : Schémas de la réflexion d'une onde de choc oblique	12
Figure 5 : Écoulement dans la région de formation d'une onde de Mach.....	13
Figure 6 : Configurations de réflexion de Mach pour des conditions initiales identiques	13
Figure 7 : Propagation de l'onde de choc issue d'une détonation	14
Figure 8 : Profil de pression caractéristique de l'onde de souffle consécutive à une détonation	15
Figure 9 : Schéma explicatif du lien entre détonation et déflagration	15
Figure 10 : Schéma représentant les différentes parties d'une turbine à gaz.....	16
Figure 11 : Chambre de combustion.....	19
Figure 12 : Diagramme montrant l'évolution de la pression (P), de la vitesse (V) et de la température (T) le long d'une tuyère de Laval.	21
Figure 13 : Tuyère à double galbe	22
Figure 14 : Représentation schématique du décollement libre.....	23
Figure 15 : Représentation schématique du décollement restreint	24
Figure 16 : Fonctionnement d'un moteur à détonation oblique	25
Figure 17 : Cycle de fonctionnement du moteur à détonation pulsée.....	26
Figure 18 : Représentation du fonctionnement d'un moteur RDE	26
Figure 19 : Schéma de principe de la détonation continue rotative.....	27

NOTATIONS, ACRONYMES

ODWE : Oblique Détonation Wave Engine (Moteur à Détonation Oblique)

PDE : Pulse Détonation Engine (Moteur à Détonation Pulsée)

RDE : Rotating Détonation Engine (Moteur à Détonation Rotative)

NPR : Nozzle Pressure Ratio (Rapport de pression en tuyère)

FSS : Décollement libre

RSS : Décollement restreint

TAG : Turbine à Gaz

M : Nombre de Mach (sans unité)

n : Quantité de matière (mol)

P : Pression (Pa)

P_0 : pression ambiante

T : Température (K)

u_i : Vitesse de l'écoulement i (m/s)

ρ : Densité du fluide (kg/m^3)

Notations relatives à la figure 10

ΔP^+ : valeur maximale de la surpression

ΔP^- : valeur maximale de la dépression

t^+ : durée de la phase positive

t^- : durée de la phase négative

t_0 : instant d'arrivée de l'onde au point de mesure

I^+ : impulsion positive

I^- : impulsion négative

Les définitions des termes importants sont présentes en annexe (voir Annexe 9.1 Définitions).

REMERCIEMENTS

Nous souhaitons exprimer nos sincères remerciements à M. Abdellah HADJADJ pour son précieux soutien tout au long de notre projet. Sa disponibilité et sa volonté de répondre à nos questions ont grandement contribué à notre compréhension des concepts clés et à l'avancement de nos recherches.

1. INTRODUCTION

L'étude des systèmes de propulsion pour l'aéronautique et l'espace constitue un domaine d'une importance capitale pour le développement de ces industries. Ces systèmes permettent de générer la force nécessaire pour propulser les engins dans l'atmosphère terrestre ou au-delà. Leur efficacité joue un rôle essentiel dans les performances globales des véhicules aériens et spatiaux. Dans ce rapport, nous allons analyser ce sujet complexe, en mettant en évidence certains phénomènes physiques.

Le premier axe de notre projet concerne les phénomènes d'onde de choc, de décollement ainsi que les différences entre détonation et déflagration. Nous avons examiné ces phénomènes en profondeur, en analysant leur nature, leurs mécanismes et leurs conséquences sur les performances des systèmes de propulsion. Comprendre ces phénomènes est essentiel pour concevoir des systèmes de propulsion plus efficaces et sécurisés.

Le deuxième axe de notre étude est consacré à l'étude de deux familles de systèmes de propulsion, à savoir les turbines à gaz et les réacteurs. Nous avons alors analysé leurs caractéristiques, leurs avantages et leurs limites. Cette analyse approfondie nous a permis de mieux comprendre les choix technologiques et les performances spécifiques à ces types de systèmes de propulsion.

Enfin, nous nous sommes penchés sur la composition d'un système de propulsion en particulier. Nous avons examiné les éléments essentiels qui le composent, tels que les chambres de combustion ou les tuyères et nous avons analysé le rôle de chaque élément dans la génération de la poussée nécessaire pour propulser les véhicules aéronautiques et spatiaux. Enfin, nous avons terminé ce projet par l'étude des moteurs à détonation qui constituent une approche innovante de la propulsion pour améliorer l'efficacité et la puissance des moteurs à combustion interne.

Il est aussi important de noter que nous avons mené des recherches sur les rendements afin d'écrire un programme informatique capable de mettre en évidence ces derniers pour les différents éléments de la turbine à gaz. (Voir Annexe 9.5 Calculs de rendements)

2. METHODOLOGIE / ORGANISATION DU TRAVAIL

Dans le but de répartir les tâches à accomplir de la meilleure façon, nous avons réalisé un diagramme de Gantt (voir Annexe 9.6 Diagramme de Gantt - Version 1). Cette version du diagramme nous a donné de premières pistes de recherches pour débiter ce projet. Nous avons décidé de nous diviser en groupes de 2 ou 3 pour travailler sur un domaine en particulier.

Chacun a alors pu se lancer dans des recherches bibliographiques. Nous mettions ensuite nos recherches en commun sur un document partagé. Nous pouvions alors lire les recherches des autres membres et préparer des questions à poser à notre professeur lors de la séance de P6 suivante.

En effet, il nous semblait nécessaire de nous regrouper une fois par semaine pour nous expliquer mutuellement les détails de nos recherches et s'attarder sur les questions que nous pouvions avoir. Ce rendez-vous nous permettait aussi de faire une présentation de notre travail et de poser nos questions au professeur référent. Enfin, nous en profitions pour faire évoluer le diagramme de Gantt et nous fixer de nouveaux objectifs pour la semaine suivante.

Sur la fin du projet, nous avons encore quelques recherches à effectuer sur les rendements, dans le but de faire un programme informatique sur les rendements et l'évolution de certaines propriétés des gaz, et sur les moteurs à détonation. Nous devions aussi rédiger le rapport ainsi que commencer à réfléchir à la confection de l'affiche attendue et préparer l'oral. Nous avons alors une nouvelle fois constitué des groupes en fonction de nos points forts pour être les plus efficaces possible. Nous sommes alors arrivés à la version finale du diagramme de Gantt (voir Annexe 9.7 Diagramme de Gantt - Version finale).

3. ONDES DE CHOCS

Une onde de choc correspond à une zone d'écoulement de très faible épaisseur, inférieure à 1 mm, qui fait la transition entre l'amont, où la vitesse est supersonique, et l'aval, où elle est subsonique. Dans cette zone, la pression est en très forte augmentation. Ainsi, les particules du fluide subissent une forte décélération qui peut atteindre 10^9 à 10^{10} m.s^{-2} , soit environ un milliard de g lors de la traversée de cette frontière. Cet impact violent, produisant un véritable choc sur les particules est à l'origine du nom donné à cette zone de transition. Il existe des ondes de choc droites et des ondes de choc obliques.

L'onde de choc permet de convertir de l'énergie cinétique en énergie thermique (ou énergie interne) et en énergie de pression.

3.1. Types d'ondes de chocs

Onde droite (« normal shock wave » en anglais) : onde de choc normale à la direction de propagation du fluide

Onde courbe (« detached shock wave » en anglais) : onde de choc dont la direction de propagation est courbe.

Onde oblique (« oblique waves » ou « attached shock wave » en anglais) : onde de choc qui forme un angle avec la direction de propagation du fluide. Elle peut survenir dans plusieurs situations. Si une onde de choc droite est réfléchiée par une structure inclinée par exemple. Une onde de choc droite est une forme spécifique d'onde de choc oblique.

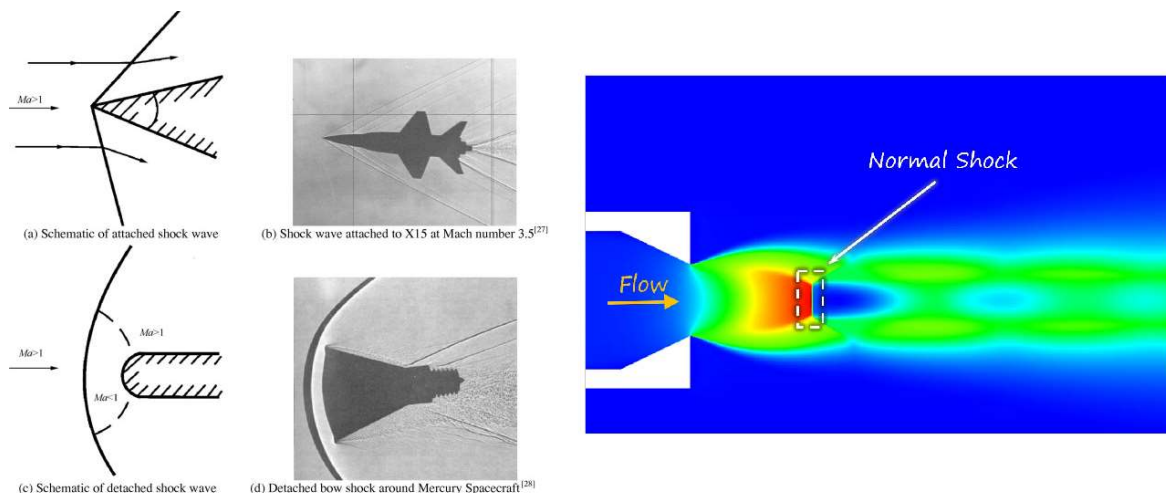


Figure 1 Ondes courbes, obliques et droites

3.2. Modélisation des ondes de choc

Il est possible de modéliser mathématiquement ces ondes de choc grâce à des équations bilan. A noter que les grandeurs d'indice 1 sont les grandeurs présentes dans le milieu aval à l'onde de choc, et les grandeurs d'indice 2 sont celles se trouvant dans le milieu amont à l'onde de choc. Le développement des équations bilan se trouve en annexe (voir Annexe 9.2 Modélisation des ondes de choc : détail des calculs et Annexe 9.3 Sauts de pression, de masse volumique et de température).

Conservation de la masse :

eq 1. $p_2 \times u_{n2} = p_1 \times u_{n1}$

Conservation de la quantité de mouvement :

eq 2. $p_1 \times u_{n1}^2 + p_1 = p_2 \times u_{n2}^2 + p_2$ (suivant la normale)

eq 3. $p_1 \times u_{n1} \times u_{t1} = p_2 \times u_{n2} \times u_{t2}$ (suivant la tangentielle)

Conservation de l'énergie :

eq 4. $h_1 + \frac{1}{2}u_1^2 = h_2 + \frac{1}{2}u_2^2$

Soit $h_1 + \frac{1}{2}(u_{t1}^2 + u_{n1}^2) = h_2 + \frac{1}{2}(u_{t2}^2 + u_{n2}^2)$

Les ondes de chocs obliques peuvent aussi être quantifiées par ce que l'on appelle les relations de sauts. Elles représentent une variation entre les grandeurs se trouvant dans le milieu avant le front d'onde et le milieu après le front d'onde.

Le fluide est assimilé à un gaz parfait. On a donc C_p la capacité thermique à pression constante et C_v la capacité thermique à volume constant. De plus, on sait que : $dh = C_p * dT$ et

$\gamma = \frac{C_p}{C_v}$. Enfin, la vitesse du son est donnée par $c^2 = \gamma RT$.

$$\text{Saut de température : } \frac{T_2}{T_1} = \frac{(2+(\gamma+1) \times M_{1n}^2)(1-\gamma+2\gamma \times M_{1n}^2)}{(\gamma-1) \times M_{1n}^2}$$

$$\text{Saut de masse volumique : } \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1) \times M_{1n}^2}{(\gamma-1) \times M_{1n}^2 + 2}$$

$$\text{Saut de pression : } \frac{p_2}{p_1} = \frac{(1-\gamma+2\gamma \times M_{1n}^2)}{1+\gamma}$$

$$\text{Saut d'entropie : } \Delta s = s_2 - s_1 = C_v \times \ln \left(\frac{T_2}{T_1} \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\gamma-1} \right)$$

Enfin, on note le Mach du milieu 1 de la composante normale M_{1n} et $M_{1n} = \frac{u_{1n}}{c_1}$. (Voir définition de Mach en Annexe 9.1 Définitions).

3.3. Application des ondes de choc : les disques de Mach

Nous nous intéressons ici à la formation de disques de Mach lorsqu'un gaz supersonique sort de la tuyère d'un réacteur. Il peut alors être sur-expansé ou sous-expansé, c'est-à-dire lorsque la pression des gaz sortant est respectivement plus faible ou plus élevée que la pression du milieu ambiant. Lorsque le débit d'air comprimé est parallèle à la « ligne médiane » de l'écoulement, une onde de choc droite est créée. Sa formation correspond au premier disque de Mach. La zone située entre la tuyère et le premier disque est couramment désignée comme la "zone de silence".

$$\text{La largeur de cette zone est donnée par : } x = 0.67 \times D_0 \times \sqrt{\frac{P_0}{P_1}}$$

avec D_0 le diamètre de la tuyère, P_0 la pression de l'écoulement et P_1 la pression atmosphérique.

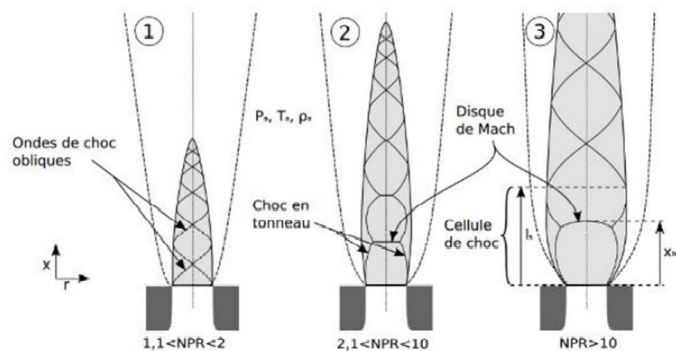
Lorsque l'écoulement traverse l'onde de choc normale, la température et la pression augmentent. L'augmentation de la température provoque la combustion du carburant en excès. (Voir Annexe 9.1 Définitions pour la définition de combustion).

Lorsque les gaz rencontrent l'air ambiant (qui a une pression inférieure), ceux-ci se détendent et cela provoque la création d'un ensemble d'ondes appelées "ventilateur d'expansion". Ces ondes se propagent vers l'extérieur jusqu'à atteindre le bord externe de l'écoulement et se réfléchir dessus. L'ensemble d'ondes se nomme alors le « ventilateur de compression ». Si cette compression est suffisamment forte, une autre onde de choc oblique est créée avec un nouveau disque de Mach. Ce phénomène se répète jusqu'à ce que le ventilateur de compression soit trop faible. La pression diminue car les gaz ne sont pas parfaits et que des frottements s'opèrent.

On observe alors successivement des augmentations de pression à la traversée du disque de Mach, suivies de diminutions de la pression de celui-ci. Ce phénomène décrit une sinusoïde dont la tendance est décroissante.

Le NPR (Nozzle Pressure Ratio) permet de dire si une tuyère est sur-détendue, adaptée ou sous-détendue. Il s'agit du rapport entre la pression à l'entrée de la tuyère et la pression ambiante : $NPR = \frac{P_{entrée}}{P_{ambiante}}$. L'interprétation des différentes valeurs du NPR sont présentées en annexe. (Voir Annexe 9.1 Définitions).

Figure 2 : Évolution de la structure compressible en champ proche d'un jet sous-détendu



3.3.1. Différents types de réflexion

L'étude de la réflexion des ondes de choc se fait dans un régime que l'on considère comme stationnaire. Dans un tel régime, les propriétés des ondes se stabilisent et restent constantes dans le temps. Les caractéristiques de l'onde, telles que l'amplitude, la fréquence et la phase, ne varient pas avec le temps.

Ce phénomène de réflexion a été découvert par E. Mach en 1878. D'autres recherches ont permis de mettre en évidence deux types de réflexions, les réflexions régulières et les réflexions irrégulières.

Nous nous concentrerons ici sur la réflexion oblique régulière pour les réflexions dites régulières et sur la réflexion de Mach pour les réflexions dites irrégulières.

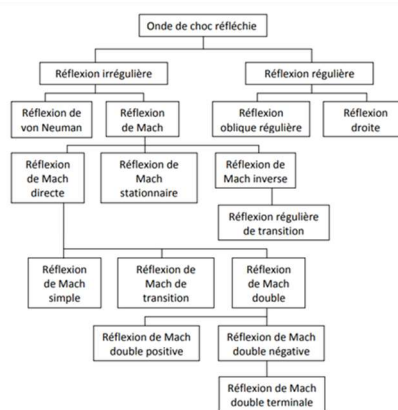


Figure 3 : Les différents types d'ondes de choc réfléchies (Ben-Dor, 1992)

Réflexion oblique régulière :

Lorsque l'onde de choc incidente impacte une surface avec un angle d'incidence suffisamment grand (entre 30 et 45°), on obtient une réflexion oblique.

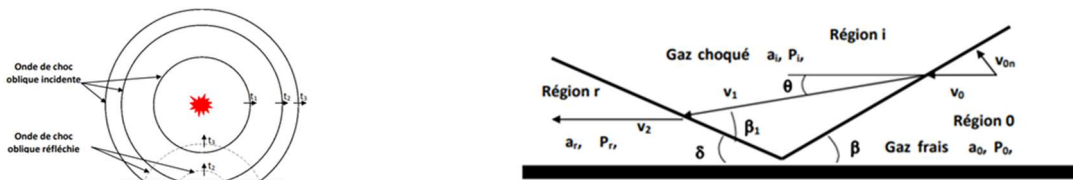


Figure 4 : Schémas de la réflexion d'une onde de choc oblique

A noter que cet angle dépend du nombre de Mach M_0 et que lorsqu'il diminue, on dit que la réflexion devient normale. Une onde de choc réfléchie apparaît alors formant un angle de réflexion β avec la surface.

Réflexion de Mach :

Si une détonation se produit à une certaine distance d'une surface plane, l'onde de choc qui en résulte impacte la surface avec un angle d'incidence supérieur à celui de la réflexion régulière et provoque une réflexion oblique. L'onde de choc incidente a chauffé et comprimé les gaz. Cela permet à l'onde de choc réfléchi de se propager à une vitesse supérieure par rapport à cette dernière et ainsi de la dépasser. Ce phénomène entraîne une interférence entre ces deux ondes et crée par la même occasion l'onde de Mach. Il est alors possible de diviser l'espace en quatre régions.

Dans la région 2, le fluide est soumis à deux chocs obliques (incident et réfléchi). Ces deux chocs sont différents du choc droit formant la région 3. Ainsi, la vitesse du fluide est différente dans ces deux régions. La ligne qui les sépare est appelée « ligne de glissement ». Elle correspond à la trajectoire des points triples qui rassemble l'onde de choc incidente, réfléchi et de Mach.

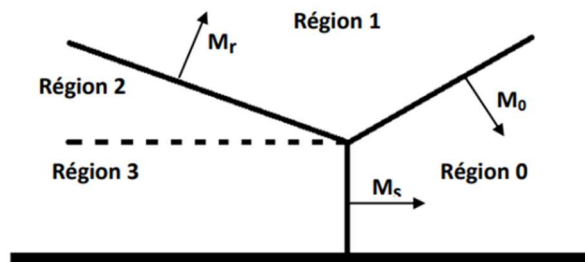


Figure 5 : Écoulement dans la région de formation d'une onde de Mach

Il existe trois types de réflexions de Mach :

- Directe : Le point triple se rapproche de la surface de réflexion, c'est-à-dire que la ligne de glissement converge vers cette surface
- Inverse : Le point triple s'éloigne de la surface de réflexion, c'est-à-dire que la ligne de glissement diverge de cette surface.
- Stationnaire : Le point triple se propage parallèlement à la surface de réflexion, la ligne de glissement est alors parallèle à la surface.

(Voir définition de point triple en Annexe 9.1 Définitions).

Réflexion de Mach directe	Réflexion de Mach inverse	Réflexion de Mach stationnaire
<p>Les lignes de courant formant un faisceau convergent</p>	<p>Les lignes de courant formant un faisceau divergent</p>	<p>Les lignes de courant formant un faisceau droit</p>

Figure 6 : Configurations de réflexion de Mach pour des conditions initiales identiques

4. DETONATION ET DEFLAGRATION

Ce que partagent la détonation et la combustion pour leur apparition est la combustion. La combustion est une réaction exothermique d'oxydoréduction. Lorsque la combustion est vive, elle se traduit par une flamme ou par une explosion. On qualifie de déflagration un front de flamme ayant une vitesse subsonique, et de détonation un front de flamme supersonique. La combustion de divers combustibles est le phénomène principal à l'origine de la pollution de l'air.

4.1. Définitions

Une détonation est la propagation d'une zone de combustion couplée à un complexe d'ondes de choc qui la précède. Cet ensemble a une vitesse supérieure à la vitesse du son par rapport au milieu réactif.

En effet, au moment où se produit la détonation, la vitesse des gaz par rapport à la zone réactionnelle qu'ils traversent diminue. De plus, la détonation se caractérise par une augmentation de la pression et de la masse volumique.

L'énergie minimale nécessaire pour créer cette détonation est appelée l'énergie critique de détonation.

Pour ce qui est de la déflagration, une réaction plus lente se déroule. Cette réaction implique une vitesse subsonique de propagation des gaz. Les écarts de pression sont donc relativement faibles, l'évolution de celle-ci est homogène si la géométrie de l'enceinte est sphérique et homogène.

La propagation de la flamme est d'abord faite de façon laminaire. Les surpressions négatives sont, quant à elles, fortes, provoquant des dommages par effet de suction.

Onde créée :

En plus de l'onde de combustion, la détonation crée une onde de choc. Ces deux ondes se propagent à une vitesse supersonique par rapport aux gaz frais en amont. Les gaz frais sont choqués, c'est-à-dire que l'onde de choc provoque une augmentation de leur température et de leur pression. Alors, ces derniers, qui se situent entre le front de flamme et l'onde de choc, brûlent. L'énergie produite est dégagée très rapidement, ce qui entretient l'onde de choc. Le front de flamme s'accélère alors et la rattrape et le phénomène se reproduit. On dit que l'onde de choc et le front de flamme s'auto-entretiennent.

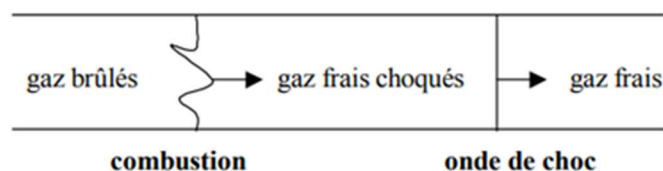


Figure 7 : Propagation de l'onde de choc issue d'une détonation

Lorsqu'il n'y a plus de combustible, une dernière onde de choc est créée. Celle-ci n'est plus entretenue par la zone de combustion donc sa vitesse et son amplitude diminuent en fonction de la distance qu'elle parcourt. On utilise alors le terme "onde de souffle" pour la décrire.

La vitesse de propagation d'une détonation, appelée vitesse de détonation, est généralement comprise entre 1500 et 9000 m/s.

Le schéma suivant décrit l'évolution de la pression relative d'une onde de choc issue d'une détonation en espace libre.

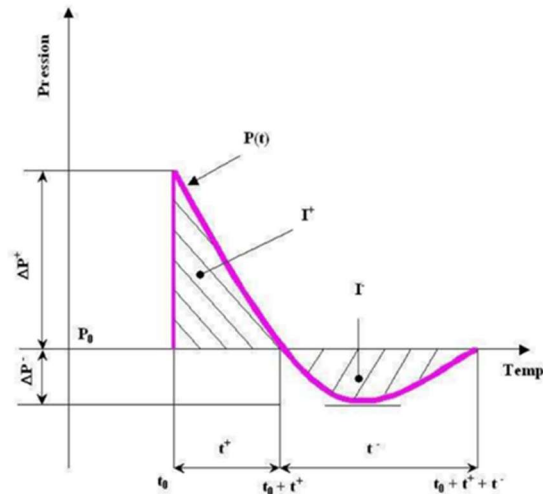


Figure 8 : Profil de pression caractéristique de l'onde de souffle consécutive à une détonation

4.2. Lien entre détonation et déflagration

Considérons un front de flamme qui se propage dans un tube semi-infini à partir de son extrémité fermée.

La flamme provoque, d'un part, l'expansion des gaz brûlés qui mettent en mouvement les gaz frais. Le frottement de ces derniers contre la paroi crée une turbulence dans ces mêmes gaz et on constate alors une distribution non uniforme de la vitesse. Ce phénomène crée des variations de surface qui provoquent l'accélération de la flamme. De plus, dans un milieu confiné, l'expansion des gaz peut accélérer une déflagration. Donc ici, la déflagration est accélérée.

D'autre part, la flamme génère des ondes de pression. Quand la flamme s'accélère, ces ondes de pression se rencontrent et produisent une onde de choc. Enfin, lorsque l'onde de choc est suffisamment intense, une détonation se forme. Ce phénomène peut être résumé avec le schéma suivant :

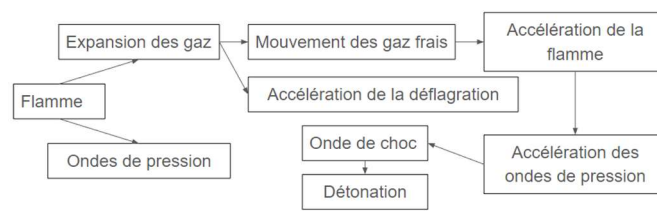


Figure 9 : Schéma explicatif du lien entre détonation et déflagration

5. FAMILLES DE SYSTEMES DE PROPULSION

Il existe deux types de systèmes aéronautiques et aérospatiaux :

- Les réacteurs : le produit d'une combustion d'ergols est expulsé à grande vitesse. (voir définition d'ergol en Annexe 9.1 Définitions).
- Propulseurs à hélice : un débit important d'air ambiant est brassé.

Types de propulseurs les plus utilisés sur les avions, les missiles et les lanceurs spatiaux :

- Réacteurs fusées : du carburant et du comburant brûlent à forte pression. Ces derniers se détendent ensuite dans la tuyère qui permet une éjection à grande vitesse des gaz chauds.
- Turboréacteurs simples flux : l'air est capté puis comprimé par un compresseur. Le combustible et l'air comprimé brûlent avant de se détendre dans une turbine et d'être accélérés et enfin éjectés par une tuyère. La turbine entraîne le compresseur.
- Statoréacteurs : le fonctionnement est le même que celui des turboréacteurs mais sans partie mobile (donc sans turbine).
- Moteurs à hélice : l'hélice est propulsée par un motopropulseur (moteur thermique) ou un turbopropulseur.

5.1. Turbine à gaz

Fonctionnement :

La turbine à gaz marche sur le même principe que n'importe quel autre moteur thermique : une compression, une combustion et une détente.

La compression peut être considérée comme adiabatique du fait de la grande vitesse d'écoulement du fluide (air). En effet, il n'a alors pas le temps d'échanger de la chaleur avec l'environnement.

L'air comprimé se retrouve ensuite dans la chambre de combustion. Une réaction exothermique se produit alors entre l'air comprimé et le gaz fraîchement injecté. Des gaz brûlés résultent de cette réaction à haute température.

Ces gaz chauds pénètrent ensuite dans la turbine et créent une action mécanique lors de leur détente (travail) sur l'arbre à l'aide de la turbine. Cet arbre est directement relié au compresseur, il est donc l'origine du mouvement du compresseur.

Enfin, les gaz chauds sont libérés dans l'environnement après avoir éventuellement préchauffé les gaz frais : air et/ou combustible.

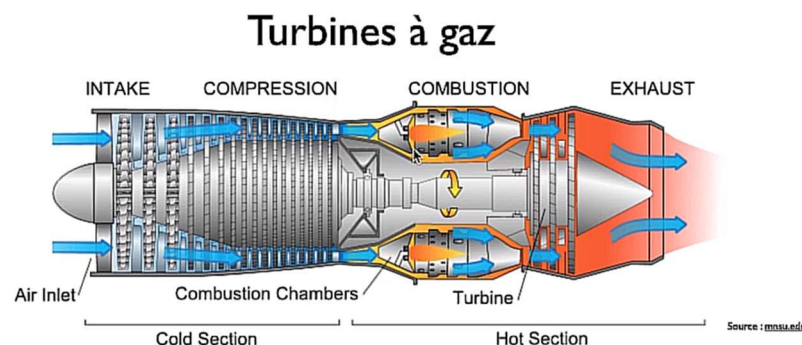


Figure 10 : Schéma représentant les différentes parties d'une turbine à gaz

Composition :

La turbine à gaz se compose de plusieurs éléments. Le premier est l'entrée d'air. Il s'agit d'un conduit destiné à diminuer la vitesse d'entrée de l'air par un processus de compression. Ceci permet d'amener l'air au compresseur avec les meilleures propriétés propres à celui-ci. De plus, l'entrée d'air est caractérisée par le rapport de pression P_1/P_0 (P_0 : pression à l'entrée, P_1 : pression à la sortie de l'entrée d'air). Ce rapport varie avec les conditions atmosphériques et les conditions de vol.

Nous avons ensuite le compresseur. Son rôle est d'assurer l'alimentation de la chambre de combustion en air sous pression. Le compresseur est composé de deux parties : un rotor et un stator (ou respectivement pales mobiles et pales fixes). Il est disposé en alternance : les pales mobiles tournent rapidement et compriment l'air en le dirigeant vers les pales fixes. Les aubes fixes transforment la vitesse en pression et redirigent l'air vers la pale mobile suivante.

Les gaz comprimés arrivent ainsi dans la chambre de combustion où ils sont brûlés. Puis, ils passent par la turbine. Cette dernière permet de détendre les gaz afin d'entraîner l'axe de rotation du compresseur. En d'autres termes, le rotor du compresseur est entraîné par la rotation de la turbine, elle-même permise par la détente des gaz.

Ils finissent ensuite dans la tuyère qui les accélère pour transformer leur énergie thermique en énergie mécanique. Ces deux organes, présents également dans les propulseurs, seront plus amplement décrits ultérieurement (partie 6.1 et 6.2).

Problème :

La nécessité d'avoir des gaz comprimés dès l'allumage constitue le principal problème de ce système. Or les gaz comprimés sont obtenus par le compresseur, et donc par la rotation de l'arbre, c'est-à-dire par l'action de la turbine. Ainsi, il s'agit d'un système autonome qui ne peut démarrer par lui-même. Si, ni de l'air comprimé, ni de l'électricité ne sont disponibles au décollage, une petite turbine à gaz permet de mettre sous pression l'air nécessaire aux plus grosses turbines pour le démarrage.

Améliorations :

Une piste d'amélioration pour augmenter le rendement des Turbines à Gaz (TAG) est de séparer les turbines et les compresseurs en deux parties distinctes, une haute pression (HP) et l'autre basse pression (BP). Ainsi, les constructeurs ayant expérimenté ce système ont connecté la turbine BP et le compresseur BP, et idem avec les parties HP.

Combustibles :

Les combustibles peuvent être gazeux (ex : méthane) ou liquides. Dans ce cas, le liquide sera pulvérisé finement dans la chambre de combustion (certains préfèrent alors parler de turbine à combustion).

Les TAG des avions utilisent un kérosène qui a pour avantage d'avoir une faible densité (0,79), point de congélation bas (-47°C) et surtout un pouvoir calorifique fort (43 150 kJ/kg). La première et la dernière donnée sont importantes afin d'avoir des réservoirs plus petits et donc une masse plus faible. Sa température de congélation est quant à elle intéressante pour les hautes altitudes : vols transcontinentaux à 11 000 m (-50°C).

5.2. Réacteurs

Contrairement aux TAG, les réacteurs n'ont pas de compresseur et de turbine. Il utilise le principe d'action / réaction en brûlant d'abord les gaz dans la chambre de combustion puis en les accélérant dans la tuyère.

Combustibles et comburant :

Le carburant (ergols) peut être embarqué sous forme gazeuse, liquide ou solide avec les engins à poudre. Mais contrairement aux turbines qui fonctionnent en aérobie, les réacteurs utilisés par exemple sur des fusées doivent pouvoir fonctionner en anaérobie. Ainsi il faut également transporter le comburant qui peut être de l'air ou du dioxygène liquide pour plus d'efficacité dans la réaction.

Problème :

L'un des plus gros problèmes des réacteurs et de la propulsion spatiale est le poids des composants et la place disponible. En effet, plus un engin est lourd, plus il sera difficile de l'arracher à la pesanteur terrestre, et plus il est volumineux plus il opposera de la résistance à l'air. L'obligation de transporter le comburant est également un handicap par rapport à la turbine.

Exemple :

Depuis 1996, les fusées européennes Ariane V sont équipées du moteur-fusée cryogénique Vulcain. Il est composé d'une chambre de combustion et d'un divergent pouvant accélérer les gaz jusqu'à 4000 m/s. Ces moteurs sont composés d'une chambre de combustion alimentée par une turbopompe, et d'une tuyère divergente. La turbopompe permet de faire monter en pression le dioxygène et le dihydrogène avant de les injecter dans la chambre où ils sont brûlés, puis accélérés dans la tuyère pour créer la poussée. Le moteur Vulcain a fait la renommée mondiale du lanceur Ariane V reconnu pour sa fiabilité.

6. COMPOSITION DES SYSTEMES DE PROPULSION

Dans cette partie, nous ne parlerons que de la chambre de combustion et de la tuyère, ainsi que de leurs caractéristiques. Le compresseur et la turbine ne sont pas détaillés, ils sont seulement abordés dans la description de la turbine à gaz.

6.1. Chambre de combustion

Définition :

Une chambre de combustion est une enceinte capable de résister à de brusques changements de pression et de température et dans laquelle on déclenche volontairement une combustion entre des substances chimiques déterminées. Cette enceinte est conçue pour obtenir, à partir des gaz issus de la combustion, un travail ou une force, avant que ces gaz ne soient évacués. Elle est suivie de la tuyère qui fait passer les gaz d'une vitesse subsonique à une vitesse supersonique.

Fonctions :

La chambre de combustion remplit trois fonctions principales. Tout d'abord, c'est dans cette enceinte qu'à lieu le mélange des ergols venant du système d'alimentation. Ensuite, la chambre permet la réaction chimique entre ces ergols, grâce à la mise en place des conditions de pression et de température nécessaires à la combustion efficace des ergols. Enfin, elle accélère les gaz de combustion vers la tuyère.

Composition :

La chambre de combustion est composée de différents éléments décrits ci-après suivant leur ordre de fonctionnement :

- La platine d'injection. Elle contient les trous avec chaque injecteur. Son but est d'assurer l'uniformité de l'injection, la vaporisation la plus complète des ergols dans la chambre pour être le plus efficace possible, et éviter les impacts de gouttes d'ergols sur les parois de la chambre (ce qui peut conduire à une érosion de ces parois ou à des réactions chimiques très rapides et incontrôlées).
- L'injecteur. Il assure la vaporisation de chaque ergol dans la chambre et permet leur mélange. Il existe différents types d'injecteurs selon leur efficacité et leur simplicité de fabrication.
- Le corps. La partie qui doit résister aux fortes pressions et aux hautes températures. Pour réduire la température et donc la pression, des ergols circulent dans des tubes qui épousent la paroi ou dans une double paroi pour absorber la chaleur. Ils sont ensuite injectés dans la chambre de combustion.

Figure 11 : Chambre de combustion



6.2. Tuyère

Avant de commencer à aborder la description et l'objectif d'une tuyère, rappelons que le but d'un système de propulsion est de libérer des gaz à sa sortie avec le maximum de vitesse, afin de créer la plus forte poussée possible. Ainsi, après que les gaz chauds aient été évacués, ces derniers rentrent dans la tuyère avec un potentiel cinétique encore inexploité. Là est le but de la tuyère, utiliser l'énergie thermique que possèdent ces gaz et les convertir en énergie cinétique.

La formule $V_{max} = \sqrt{C_p \times T}$ nous enseigne que plus la température est élevée, plus la vitesse maximale, et ainsi l'énergie cinétique, sont grandes.

Convergentes, divergentes et droites :

La vitesse initiale des gaz en entrée de la tuyère influe sur la géométrie de celles-ci. Effectivement, d'après les travaux de Hugoniot et de la relation suivante qu'il a mis en exergue :

$$\frac{dV}{V} \left(1 - \frac{V^2}{a^2} \right) + \frac{dA}{A} = 0 \Leftrightarrow \frac{dV}{V} (1 - M)^2 + \frac{dA}{A} = 0.$$

En fonction du régime supersonique ou subsonique des gaz, le caractère convergent ou divergent de la tuyère importe. Ainsi, si le gaz circule à une vitesse subsonique, une tuyère convergente est nécessaire pour les accélérer. En d'autres termes, il faut que le diamètre de la tuyère diminue pour observer une augmentation de la vitesse des gaz. Ils ne peuvent cependant pas dépasser la vitesse de Mach 1.

D'autre part, pour les vitesses supersoniques, la propriété des gaz s'inverse, il faut alors une tuyère divergente pour les accélérer.

Enfin, pour un écoulement sonique, une tuyère droite est adéquate.

Sortie des gaz de la tuyère :

A la sortie des tuyères, les gaz accélérés possèdent des propriétés qui sont bien souvent différentes de l'atmosphère (ou du milieu d'échappement). Dans le meilleur des cas, les gaz sortants ont une pression égale à la pression atmosphérique (pression extérieure). La tuyère est alors dite adaptée.

Autrement, deux cas peuvent émerger. Dans le cas où les gaz sont en sous-détente à la sortie du divergent, c'est à dire que la pression atmosphérique est plus faible que la pression à la sortie de la tuyère (particulièrement vrai en haute atmosphère), le flux d'air va se gonfler et avoir un diamètre supérieur au diamètre de la tuyère à son extrémité.

Dans le deuxième cas, le flux possède une pression plus faible que la pression extérieure. On peut également distinguer deux profils. Le premier, lorsque la différence n'est pas importante, le gaz se comprime à la sortie de la tuyère. Sinon, lorsqu'il existe une forte différence, le gaz se comprime également à l'intérieur de la tuyère.

Ce phénomène est une grande source de danger. Le point de décollement fluctue. De ce fait, le système est soumis à de fortes vibrations qui menacent d'endommager le propulseur.

Une partie de notre développement est consacré aux décollements (partie 6.2.3)

6.2.1. Les différents types de tuyère :

La tuyère de Laval :

A la fin du XIX^{ème} siècle, l'ingénieur Suédois Laval développe une tuyère (d'abord inventée pour accélérer le lait dans les tuyaux) qui est aujourd'hui utilisée partout dans la propulsion : les tuyères mixtes. Appelée également tuyère de Laval, cette dernière est d'abord composée d'une partie convergente, puis d'une partie divergente. Son but est d'accélérer les gaz subsoniques dans la partie où la section droite se réduit jusqu'à atteindre la vitesse de Mach 1. La tuyère doit ensuite accélérer les gaz dans la dernière partie divergente pour continuer d'augmenter les Mach. Afin d'obtenir cet objectif il faut que la pression à la sortie soit au minimum deux fois plus faible que celle en entrée. Dans ce cas, la vitesse du flux au col est bien sonique (Mach 1), il pourra donc continuer à accélérer dans la tuyère divergente ; la tuyère est de ce fait appelée amorcée.

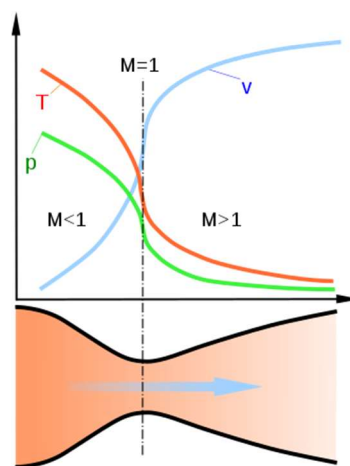


Figure 12 : Diagramme montrant l'évolution de la pression (P), de la vitesse (V) et de la température (T) le long d'une tuyère de Laval.

La tuyère à divergent extensible :

Le divergent de cette tuyère peut se déployer après que les étages inférieurs aient été largués. Ce type de tuyère permet de limiter la masse et le volume des tuyères des étages supérieures qui sont obligatoirement longues.

La tuyère à écoulement externe/corps central :

La structure de la tuyère n'entoure pas le fluide, mais c'est le fluide qui s'écoule autour de la tuyère. Cette forme permet d'accélérer les gaz. Elle s'adapte aux changements de pression et est moins encombrante. Néanmoins elle est toujours restée à l'état de prototype car son refroidissement pose problème.

La tuyère à double galbe :

Le divergent a deux profils, l'un à la suite de l'autre, avec un décrochement entre les deux. Cette tuyère est utilisée pour les premiers étages de fusées car à basse altitude, seule la partie haute est utilisée. Lorsque la pression diminue, l'entièreté du divergent est utile pour accélérer les gaz. Au décollage, on a une sur-détente, mais le point de sur-détente, c'est-à-dire là où a lieu le décollement, est fixé à la paroi et ne fluctue pas. Ainsi, de très fortes vibrations, qui peuvent gravement endommager le moteur, sont évitées.

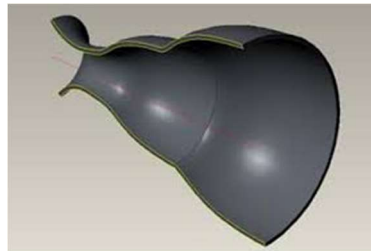


Figure 13 : Tuyère à double galbe

6.2.2. Refroidissement

Les tuyères évacuent des gaz très chauds et sont soumises à beaucoup de frottements à cause de la vitesse des gaz. Ainsi, le refroidissement est un point crucial dans leur utilisation. Plusieurs solutions techniques existent :

- Cycle régénératif : si le moteur-fusée brûle des ergols cryogéniques (hydrogène ou oxygène liquide) qui sont toujours stockés à très basse température, le refroidissement par circulation d'ergols consiste à faire circuler ceux-ci dans une paroi double s'étendant de la chambre de combustion jusqu'à tout ou une partie du divergent avant qu'ils soient brûlés pour produire les gaz propulsifs.
- Méthode par transpiration et par rayonnement : elle va refroidir la tuyère par transpiration. Pour cela on utilise des revêtements qui peuvent monter en température en absorbant la chaleur par l'intérieur (presque des corps noirs) jusqu'à une valeur inférieure à leur point de fusion. Ils atteignent ainsi un équilibre thermique et évacuent par l'extérieur l'énergie thermique, et réfléchissent au maximum le rayonnement venu de l'environnement extérieur. Néanmoins cette méthode n'est pas utilisable pour toutes les parties de la tuyère sur des moteurs-fusées, mais seulement sur les parties les moins chaudes.
- Film Cooling : le refroidissement par film fluide consiste à faire circuler le long de la paroi de la tuyère (et de la chambre de combustion) un fluide plus froid que les gaz accélérés qui empêche ainsi la structure d'atteindre son point de fusion. Plusieurs techniques peuvent être utilisées pour créer le film fluide : du carburant surnuméraire (donc non brûlé) peut être introduit dans la chambre de combustion par des injecteurs situés en périphérie de la platine d'injection ou au niveau des parois latérales de la chambre de combustion ou de la tuyère. Une autre technique utilisée pour les moteurs à propergol solide consiste à prévoir dans la chambre de combustion des blocs de matériaux qui, en brûlant produisent des gaz plus froids. (Voir définition de propergol en Annexe 9.1 Définitions).

6.2.3. Décollement

Un certain nombre d'accidents aéronautiques ou spatiaux sont dus à des fissures et des instabilités engendrées par des efforts mécaniques et thermiques comme les décollements. Nous nous intéresserons ici au décollement de la couche limite en régime de forte surdétente qui peut avoir un caractère permanent ou transitoire (voir définitions en annexe 9.1 Définitions).

Nous allons voir qu'il existe deux types de décollements : libre ou restreint.

Décollement libre ou FSS :

Ce décollement se dit "Free Shock Separation" : FSS, en anglais. Il s'agit du décollement le plus courant. Le jet décolle de la tuyère avant sa lèvre de sortie et s'en éjecte rapidement.

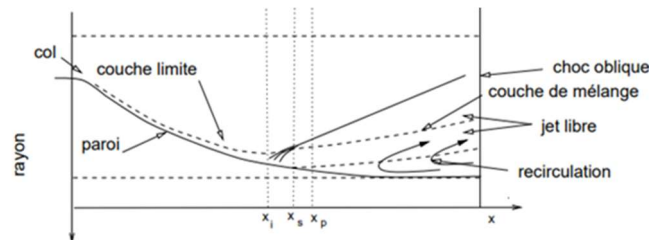


Figure 14 : Représentation schématique du décollement libre

En effet, en premier lieu l'écoulement sur-détendu dans la tuyère décolle complètement. Ensuite, un écoulement de retour, en aval du point où a eu lieu le décollement, se forme. Une partie du fluide ambiant est comme aspirée jusqu'à ce point avant de se diriger de nouveau vers le jet principal de la tuyère (voir figure ci-dessus).

Ce type de décollement fait intervenir deux mécanismes :

- Le mécanisme associé au décollement du jet de la paroi avec le saut de pression $\frac{P_i}{P_p}$ avec P_i , la pression de séparation naissante et P_p : la pression plateau qu'atteint la pression pariétale après une certaine augmentation. Ce rapport peut être modélisé avec la relation suivante :

$$\frac{P_p}{P_i} = 1 + \frac{\gamma M_i^2}{2} \sqrt{2C_{fi}} (M_i^2 - 1)^{-1/4} F_p(X)$$

où l'indice p est relatif au plateau de pression et i le point où débute l'interaction. La fonction F_p est une fonction universelle déduite de l'expérience. Le critère d'interaction libre indique que le saut de pression à travers le choc de décollement dépend du nombre de Mach amont M_i mais également du coefficient de frottement C_{fi} de la couche limite au début de l'interaction. Cependant, comme la variation de C_{fi} avec le nombre de Reynolds est très faible (C_f varie comme $Re^{-1/5}$ pour un écoulement turbulent de plaque plane), des corrélations fonction uniquement du nombre de Mach amont ont été proposées.

(Les détails sont présents en Annexe 9.4 Modélisation du décollement libre et la définition de pression de séparation naissante en Annexe 9.1 Définitions.)

- Le mécanisme associé à l'écoulement ambiant aspiré dans la zone de recirculation avec le rapport $\frac{P_p}{P_a}$ avec P_a : la pression ambiante (en général, $P_p > P_a$). Il n'existe pas encore de modèle permettant de modéliser ce rapport. Cependant, certaines expériences ont révélé que des paramètres comme la géométrie de la paroi peuvent influencer l'évolution de la pression.

A noter que pour prédire la position du décollement, on modélise les deux rapports séparément.

Décollement restreint ou RSS :

Ce décollement se dit “Restricted Shock Separation” : RSS en anglais. Il apparaît lorsque la zone de recirculation à une faible étendue mais il dépend aussi du profil de la tuyère. L’écoulement décolle puis recolte la paroi de la tuyère. Ici, la pression pariétale en aval du décollement évolue de manière irrégulière et elle dépasse même parfois la pression ambiante contrairement au décollement libre. Ceci est dû aux ondes de compression et de détente dans le jet supersonique créés par le recollement de l’écoulement décollé.

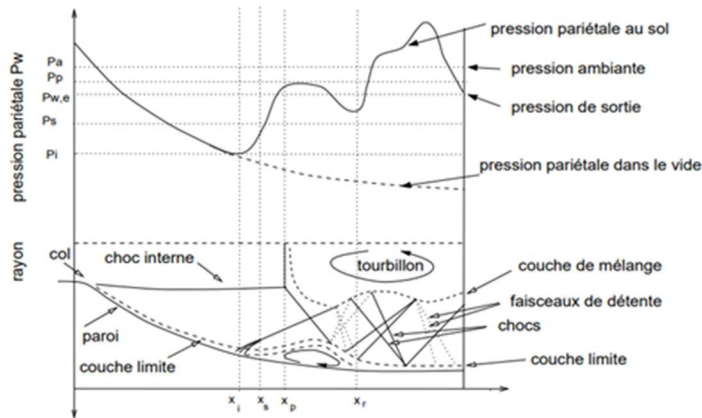


Figure 15 : Représentation schématique du décollement restreint

Voir Annexe 9.1 Définitions pour la définition de pression pariétale.

Lien entre les deux :

À l’amorçage des moteurs, on observe d’abord un décollement libre. La transition vers le décollement restreint se produit au rapport de pression $\frac{P_c}{P_a}$ bien défini. Comme nous l’avons vu, le décollement restreint entraîne la création d’une zone de circulation d’air fermée avec des pressions inférieures à la pression ambiante.

Ainsi, lors de la transition FSS à RSS, le point de décollement et la zone de recirculation se déplacent vers l’aval. Lorsque la pression génératrice est suffisante, le point de recollement atteint la sortie de la tuyère. On observe alors une ouverture de la zone de recirculation au fluide ambiant. Ceci entraîne une augmentation de la pression dans la zone de retour, derrière le choc de décollement, repoussant le point de décollement vers l’amont. Ensuite, la zone de recirculation se referme, la pression diminue et le phénomène se reproduit. Cette transition (FSS à RSS) est appelée “end-effect”. Il s’agit d’un phénomène cyclique qui dépend de l’ouverture et la fermeture de la zone de recirculation.

Lors de l’extinction du moteur, le phénomène inverse se produit (RSS à FSS).

Les décollements peuvent être asymétriques et ce dans tous les types de tuyères.

Les modélisations sur ce type de décollement sont assez récentes mais Frey et Hagemann ont déterminé la position du décollement avec le critère de Schmucker modifié :

$$\frac{P_i}{P_a} = \alpha * (1.88M_i - 1)^{-0.64}$$

avec α : coefficient qui varie en fonction du caractère libre ou restreint du décollement.

La position du choc droit normal à l’axe, elle, est déterminée grâce aux relations de choc.

6.3. Les moteurs à détonation

Bien que les moteurs à déflagration soient les moteurs les plus communs et les mieux maîtrisés, ils ne sont pas pour autant optimaux ni des plus efficaces. D'autres technologies de moteurs sont les sujets de recherches prometteuses. Ces technologies utilisent la détonation plutôt que la déflagration pour la combustion.

Ces moteurs ont un front de flamme supersonique plutôt que subsonique comme dans la plupart des moteurs pour la propulsion. Cette différence permet aux moteurs à détonation de donner plus d'énergie aux gaz pour une consommation de carburant moindre.

Il existe trois types de moteurs à détonation.

6.3.1. Moteur à détonation oblique

L'Oblique Detonation Wave Engine (ODWE), connu également sous le nom de moteur à détonation oblique, exploite la géométrie du moteur en conjonction avec une vitesse de vol supersonique pour comprimer et faire exploser un mélange réactif par détonation, générant ainsi la poussée nécessaire. La forme de l'entrée d'air crée une série d'ondes de choc (représentées en vert sur la figure), qui permettent de comprimer le mélange réactif jusqu'à atteindre une onde de détonation (indiquée en rouge) où la combustion se produit. Étant donné que le front de détonation est incliné, la surface de consommation du mélange réactif est plus grande que celle d'une section d'admission normale.

Cependant, il est important de noter que ce moteur fonctionne uniquement en mode aérobie, ce qui signifie qu'il ne constitue pas une alternative viable pour les systèmes de propulsion spatiale, y compris pendant la phase de décollage. En effet, il nécessite une vitesse d'entrée élevée pour être amorcé, tout comme un statoréacteur.

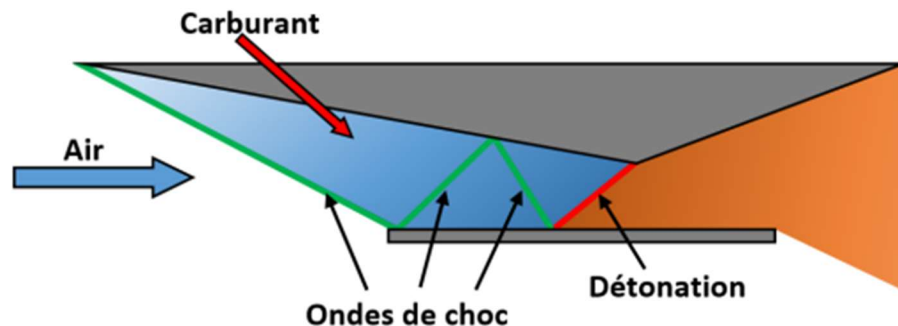


Figure 16 : Fonctionnement d'un moteur à détonation oblique

6.3.2. Détonation rotative

Moteur à détonation pulsée :

Le Pulse Detonation Engine (PDE), également connu sous le nom de moteur à détonation pulsée, est largement étudié en tant que moyen de propulsion utilisant des détonations. Son fonctionnement repose sur une séquence de phases comprenant le remplissage, la détonation et l'éjection des gaz brûlés. Typiquement, il se compose d'un tube fermé à une extrémité, doté d'un dispositif d'amorçage de la détonation du mélange combustible situé généralement à l'extrémité fermée, tandis que l'autre extrémité est ouverte pour l'éjection des produits de combustion. Pendant la phase de remplissage, les gaz frais sont injectés dans la chambre, poussant les produits de la séquence précédente. Ensuite, la détonation est initiée et le front de détonation se propage en consommant les gaz frais. Enfin, les gaz brûlés sous pression sont éjectés, générant ainsi la poussée nécessaire pour le moteur.

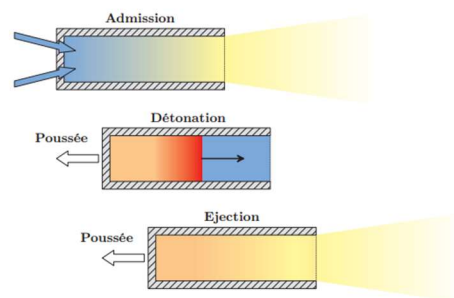


Figure 17 : Cycle de fonctionnement du moteur à détonation pulsée

Moteur à détonation rotative :

Plutôt que de créer une déflagration au moment de la combustion du carburant, on crée une détonation qui permet d'obtenir plus de poussée pour moins de carburant à fournir. Le combustible est injecté dans la chambre de combustion où est créé un front de détonation. Le pré-détonateur, en amont de la chambre de combustion, permet d'obtenir ce front de détonation. Il est composé d'un tube qui crée une turbulence, donc une onde supersonique, qui va ensuite propager le front de flamme à une vitesse supersonique dans la chambre de combustion : c'est la détonation qui tourne tangentielle à la paroi à une vitesse supersonique. Ainsi le passage du front de détonation déclenche la réaction et la combustion des gaz frais qui sont ensuite éjectés.

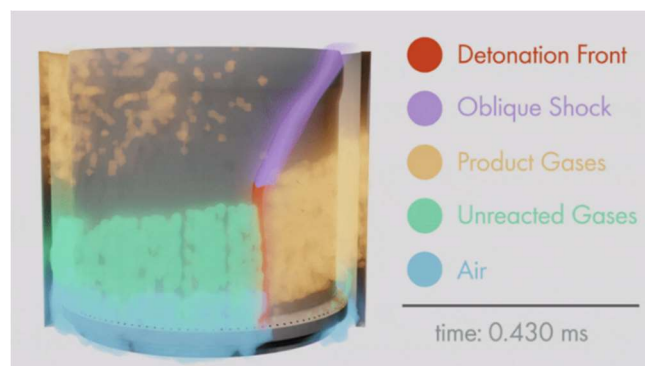


Figure 18 : Représentation du fonctionnement d'un moteur RDE

Il est question, selon New Atlas, d'une efficacité augmentée de 25% par rapport aux propulsions actuelles : c'est colossal et, dans le domaine du voyage spatial, cela peut changer bien des choses. Cela permet notamment de lancer des fusées plus légères, donc d'emporter des charges plus lourdes, d'effectuer des voyages plus lointains ou de réaliser de substantielles économies.

Expérimentalement, la détonation rotative est obtenue dans une chambre de révolution délimitée par deux cylindres coaxiaux. L'injection séparée en combustible et en oxydant se fait sur le côté fermé de la chambre, à travers des fentes de révolution. Localement, la détonation bloque l'alimentation de combustible et d'oxydant. Après le passage de la détonation, la pression en ce point diminue rapidement du fait de la détente arrière bidimensionnelle. Quand la pression devient inférieure à la pression d'alimentation, les deux composants sont de nouveau admis dans la chambre et se mélangent. Le front de détonation suivant se retrouve donc devant un mélange frais réactif et peut continuer à se propager.

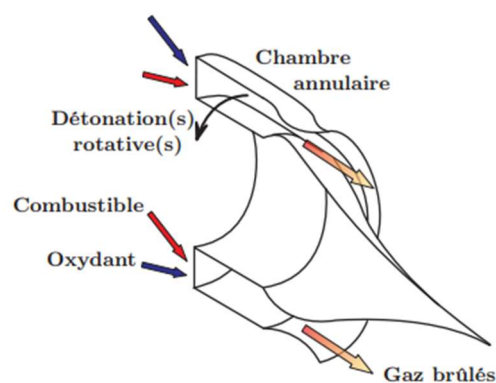


Figure 19 : Schéma de principe de la détonation continue rotative

Mais contrairement au moteur à détonation pulsée, qui produit des chocs droits, le RDE produit des détonations obliques. Cette différence fait que les RDE sont plus efficaces car la chambre d'un PDE a besoin d'être purgée puis remplie afin d'obtenir des détonations discontinues, ce qui n'est pas le cas d'un moteur à détonation rotative. Cette purge est nécessaire pour éviter une inflammation spontanée des gaz frais entrant dans la chambre. De plus, les RDE bénéficient de nombreux autres avantages. L'injection des combustibles et comburants se fait sans système de valve, rendant ainsi l'injection moins complexe et moins lourde. Enfin, alors que le PDE exige un contrôle précis de l'injection à chaque pulsation, le RDE ne demande généralement une telle précision qu'au démarrage du moteur. Le RDE permet de gagner en poids et en volume, et serait donc un atout majeur tant pour la propulsion aérobie qu'anaérobie.

7. CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

Ce projet de recherche sur les systèmes de propulsion pour l'aéronautique et l'espace a nécessité une étroite collaboration au sein de notre groupe. Grâce à notre engagement mutuel et notre partage de connaissances, nous avons pu atteindre nos objectifs et mener à bien cette étude approfondie. Ce travail d'équipe nous a permis de tirer pleinement parti de nos compétences et nous sommes fiers des résultats obtenus. Nous avons acquis une expérience précieuse qui sera utile dans notre métier d'ingénieur.

Grâce à notre projet de recherche, nous avons exploré les mécanismes et phénomènes complexes qui composent les systèmes de propulsion. Cette étude nous a permis de mieux appréhender les défis et les possibilités liées à la conception de ces systèmes.

En conclusion, notre projet de recherche sur les systèmes de propulsion pour l'aéronautique et l'espace a été une expérience enrichissante qui a renforcé nos connaissances et notre intérêt pour ce domaine. Nous sommes reconnaissants d'avoir eu l'opportunité de plonger dans un sujet aussi intéressant et complexe qui, de plus, nous sert d'introduction à la suite de nos études dans les départements que certains d'entre nous souhaitent intégrer : le département Energie et Propulsion et le département Mécanique.

8. BIBLIOGRAPHIE

[1] André LALLEMAND, “**Écoulements des fluides - Fluides compressibles en monodimensionnel**”, *Techniques de l'ingénieur*.

[2] Zoé BEBIN Manel DELFOSSE-OTMANI Valentine BOUDAILLIEZ Adam PIFFETEAU Yanis DELAMARE Margaux ROUARD, “**Etudes des phénomènes d’ondes de choc pour la propulsion aéronautique et spatiale**”, *Rapport de projet P6 2022*.

[3] “**Tuyères**”, “**Combustion**”, “**Chambres de combustion**”, “**Moteur à détonation rotative**”, *Wikipédia*

[4] Marc BOUCHEZ, “**Propulsion aérospatiale - Introduction**”, *Techniques de l'ingénieur*.

[5] Yann BLAZERE Guillaume MERENVIELLE Xavier DUROSELLE Antoine METAYER Anaïs DUVAL Antoine MEYER Justine GLOZ Julius TRUFFIER-BLANC Guillaume LANGLOIS, “**Ondes de choc**”, *Rapport de projet P6, 2017*.

[6] Pierre-Emmanuel SAUVAN, “**Etude des phénomènes physiques associés à la propagation d’ondes consécutives à une explosion et leur interaction avec des structures, dans un environnement complexe**”, Université d’Orléans, 2012.

Lien internet : <https://theses.hal.science/tel-00802429/document> (valide à la date du 06/06/2023).

[7] Etienne STUDER, Sergey KUDRIAKOV, Alberto BECCANTINI, “**Combustion et explosion de prémélanges gazeux et sûreté des installations**”, *Techniques de l'ingénieur*.

[8] Sophie TRELAT, “**Impact de fortes explosions sur les bâtiments représentatifs d’une installation industrielle**”.

Lien internet :

https://www.irsn.fr/sites/default/files/documents/larecherche/formation_recherche/theses/theses-soutenues/dend/2006-these-trelat.pdf (valide à la date du 06/06/2023).

[9] Paul CHAMBADAL, « **Turbines à vapeur** », *Encyclopædia Universalis*.

Lien internet : <http://www.universalis-edu.com.ezproxy.normandie-univ.fr/encyclopedie/turbines-a-vapeur/> (valide à la date du 06/06/2023).

[10] Dictionnaire en ligne Larousse.

[11] Jean CALMON, « **Propulsion aéronautique** », *Encyclopædia Universalis*,

Lien Internet : <http://www.universalis-edu.com.ezproxy.normandie-univ.fr/encyclopedie/propulsion-aeronautique/> (valide à la date du 9 avril 2023).

[12] Anne-Sophie MOURONVAL. “**Etude numérique des phénomènes aéroélastiques en aérodynamique supersonique. Application aux tuyères propulsives**”. Modélisation et simulation. INSA de Rouen, 2004. Français. ffNNT : ff. fftel-00011632f.

Lien internet : https://theses.hal.science/tel-00011632v1/file/Mouronval_these.pdf (valide à la date du 06/06/2023).

[13] St. George, Andrew & Driscoll, Robert & Anand, Vijay & Randall, Steven & Munday, David & Gutmark, Effie, “**Development of a Rotating Detonation Engine Facility at the University of Cincinnati**”.

[14] Alex HOLLINGS, “**What is a rotating detonation engine and what could it mean for aviation**”, *Sanddbox*.

[15] Loz BLAIN, “**World-first "impossible" rotating detonation engine fires up**”, *New Atlas*.

[16] “**Detonation Engines**”, Piotr Wolański Institute of Aviation Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warsaw and Institute of Heat Engineering, Warsaw University of Technology Nowowiejska 21/25, 00-665 Warsaw, Journal of KONES Powertrain and Transport, Vol. 18, November 3 2011

[17] Jacques BERNARD, “**Turbomachines à fluides compressibles : Compresseurs, turbines à gaz et à vapeur, turbomoteurs d’aéronefs**”, *éditions ellipses* ; éditions 2020.

Sources des images ne provenant pas de la bibliographie ci-dessus :

- Image de couverture : <https://f.maformation.fr/edito/sites/3/2022/03/apprendre-aeronautique.jpeg>
- Onde de choc droite : https://courses.ansys.com/wp-content/uploads/2021/04/Lesson2_CB_Image.png
- Onde de choc courbe et oblique : <https://ars.els-cdn.com/content/image/1-s2.0-S1000936113001143-gr1.jpg>
- Schéma de principe de la détonation rotative continue : article scientifique Etude de la détonation continue rotative : application à la propulsion, G. Canteins, 9 Novembre 2006
- Fonctionnement du RDE : Image de Michelle Lehman, Oak Ridge National Laboratory
- Tuyère à double galbe : offre de thèse au laboratoire ICARE au CNRS ou au laboratoire PRISME, Labex Caprysses

9. ANNEXES

9.1. Définitions

1. Aérobic : qui a besoin de l'oxygène de l'air pour fonctionner.
2. Anaérobic : capable de fonctionner sans air.
3. Le décollement permanent est observé lorsque des tuyères adaptées à la haute altitude fonctionnent au sol lors d'essais ou à basse altitude pendant la phase d'ascension.
4. Le décollement transitoire est observé au démarrage d'un moteur fusée au sol à cause d'une montée en pression dans la chambre de combustion.
5. Ergol : substance homogène employée seule ou avec d'autres substances pour fournir de l'énergie à un système propulsif.
6. Monergol : ergol seul.
7. Mach : unité de mesure déterminant le rapport entre la vitesse d'un mobile à l'endroit où il se déplace avec la vitesse du son.
8. Propergol : ergol de plusieurs substances.
9. Gaz sur-expansés : gaz ayant une pression supérieure à celle de l'air ambiant
10. Gaz sous-expansés : gaz ayant une pression inférieure à celle de l'air ambiant.
11. Point triple : état thermodynamique où les trois phases (solide, liquide et gazeuse) coexistent simultanément à une température et une pression spécifique.
12. Pression de séparation naissante : première déviation de la pression pariétale par rapport à son évolution dans le vide
13. Pression pariétale : pression exercée par un fluide sur les parois d'un conteneur ou d'un conduit.
14. Combustion : Pour se déclencher, une combustion a besoin de quatre éléments. En premier lieu, le combustible et le comburant (généralement l'air ou l'oxygène) qui sont les deux réactifs de la réaction d'oxydoréduction. Ensuite, la réaction nécessite une énergie d'activation, c'est-à-dire une source de chaleur ou une flamme qui est le déclencheur. Enfin la réaction produit des radicaux libres, éléments très instables qui vont engendrer une réaction en chaîne. Il existe plusieurs types de combustion dont les caractéristiques sont variées. Tout d'abord, elle peut être lente ou rapide selon la température de la réaction. Ensuite, les combustions stœchiométriques donnent des produits non oxydables au contraire d'une réaction incomplète qui va rejeter des résidus de combustion comme des cendres et des fumées.

15. Interprétation de différentes valeurs du NPR :

$\text{NPR} > 2,7$: amorce la vitesse supersonique au niveau du col de la tuyère (col amorcé)

$\text{NPR} < 1$: la tuyère est sur-détendue

$\text{NPR} = 1$: la tuyère est adaptée

$\text{NPR} < 1, 2$: on est en régime transsonique : l'onde arrive avant le Mach 1 et se termine après le Mach On observe alors des instabilités avec notamment d'importantes vibrations.

NPR compris entre 1.1 et 2 : le fluide n'est pas assez sous-détendu et les ondes de chocs sont propagées de manière oblique. On dit que la structure est en diamant.

NPR compris entre 2 et 4 : le fluide est assez sous-détendu pour générer une onde de choc : le premier disque de Mach. Le fluide qui suit ce disque est suffisamment accéléré pour repasser en vitesse supersonique et ainsi créer un nouveau disque de Mach.

$\text{NPR} > 10$: le premier disque de Mach est assez puissant pour que le fluide en aval retrouve la même structure en diamant que lorsque le NPR est compris entre 1.1 et 2.

9.2. Modélisation des ondes de choc : détail des calculs

Conditions de Chapman-Jouget :

La condition de Chapman-Jouget donne une représentation approximative des ondes de détonation présentes dans les explosifs brisants. Selon cette condition, la détonation se propage à une vitesse telle que les gaz réagissants puissent atteindre précisément la vitesse du son sur le front de l'onde de choc au moment où la réaction se termine. La théorie de Chapman-Jouget repose sur diverses hypothèses :

- Assimilation de l'onde de détonation à une discontinuité plane, unidimensionnelle et stationnaire de vitesse absolue constante.
- Le passage de l'onde provoque une réaction chimique complète d'un état initial à un état d'équilibre thermo-chimique des gaz brûlés. En effet, la vitesse de réaction étant infinie, cette dernière est instantanée et l'onde de détonation est ainsi infiniment mince et cela implique une discontinuité réactive dans l'écoulement.
- Il n'y a aucun phénomène de dissipation comme la viscosité, la conduction ou la diffusion pendant ce passage.

Conservation de la masse :

Si on simplifie l'équation de la conservation de la masse pour un écoulement permanent, on obtient :

$$\oiint \rho (\vec{u} \cdot \vec{n}) dA = 0$$

On pose \vec{U}_1 et ρ_1 respectivement la vitesse et la densité de la surface A1. On pose \vec{U}_2 et ρ_2 respectivement la vitesse et la densité de la surface A2. Si on a des densités constantes, pour un flux constant à une dimension on obtient :

$$\begin{aligned} \oiint_A \rho (\vec{u} \cdot \vec{n}) dA &= 0 \\ \rho_1 \oiint_{A_1} (\vec{u}_1 \cdot \vec{n}) dA + \rho_2 \oiint_{A_2} (\vec{u}_2 \cdot \vec{n}) dA &= 0 \\ \rho_1 (-u_1) A + \rho_2 u_2 A &= 0 \\ \rho_1 u_1 &= \rho_2 u_2 \end{aligned}$$

Conservation de la quantité de mouvement :

Si on simplifie l'équation de conservation de la quantité de mouvement pour un même écoulement permanent, on obtient :

$$\oiint_S \rho \vec{u} (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS = \iiint_V \rho \vec{f}_{int} dV - \oiint_S P \vec{n} dS$$

Premier terme :

$$\begin{aligned} \oint_S \rho \vec{u} (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS &= \iint_{A_1} \rho \vec{u} (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS + \iint_{A_{lat}} \rho \vec{u} (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS + \iint_{A_2} \rho \vec{u} (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS \\ &= -\rho_1 u_1^2 A \vec{U}_x + \rho_2 u_2^2 A \vec{U}_x = A (\rho_2 u_2^2 - \rho_1 u_1^2) \vec{U}_x \end{aligned}$$

Deuxième terme : Il devient nul car nous négligeons les forces.

Troisième terme :

$$\begin{aligned} \oint_S P \vec{n} dS &= \iint_{A_1} P (-\vec{U}_x) dS + \iint_{A_{lat}} P \vec{n} dS + \iint_{A_2} P \vec{U}_x dS \\ &= A (P_2 - P_1) \vec{U}_x + \iint_{A_{lat}} P \vec{n} dS \end{aligned}$$

D'où :

$$A (\rho_2 u_2^2 - \rho_1 u_1^2) \vec{U}_x = - \left(A (P_2 - P_1) \vec{U}_x + \iint_{A_{lat}} P \vec{n} dS \right)$$

On projette sur \vec{U}_x et on obtient :

$$P_2 + \rho_2 u_2^2 = P_1 + \rho_1 u_1^2$$

Conservation de l'énergie :

Si on simplifie l'équation de conservation de l'énergie pour un même écoulement permanent, on obtient :

$$\oint_S \rho \left(e + \frac{\vec{u}^2}{2} \right) \vec{u} \cdot \vec{n} dS = \iiint_V \rho q dV - \oint_S P (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS = \dot{Q} - \oint_S P (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS$$

Comme précédemment, on obtient :

$$\dot{Q} - \oint_S P (\vec{u} \cdot \vec{n}) dS = \dot{Q} - A (\rho_2 u_2^2 - \rho_1 u_1^2)$$

On simplifie le premier terme :

$$\begin{aligned} \oint_S \rho \left(e + \frac{\vec{u}^2}{2} \right) \vec{u} \cdot \vec{n} dS &= \iint_{A_1} \rho \left(e + \frac{\vec{u}^2}{2} \right) \vec{u} \cdot (-\vec{U}_x) dS + \iint_{A_{lat}} \rho \left(e + \frac{\vec{u}^2}{2} \right) \vec{u} \cdot \vec{n} dS + \iint_{A_2} \rho \left(e + \frac{\vec{u}^2}{2} \right) \vec{u} \cdot \vec{U}_x dS \\ &= \rho_2 \left(e_2 + \frac{u_2^2}{2} \right) u_2 A - \rho_1 \left(e_1 + \frac{u_1^2}{2} \right) u_1 A \end{aligned}$$

D'où :

$$\begin{aligned} \rho_2 \left(e_2 + \frac{u_2^2}{2} \right) u_2 - \rho_1 \left(e_1 + \frac{u_1^2}{2} \right) u_1 &= \frac{\dot{Q}}{A} - (\rho_2 u_2^2 - \rho_1 u_1^2) \\ \frac{\dot{Q}}{A} + \rho_1 u_1^2 + \rho_1 \left(e_1 + \frac{u_1^2}{2} \right) u_1 &= \rho_2 \left(e_2 + \frac{u_2^2}{2} \right) u_2 + \rho_2 u_2^2 \end{aligned}$$

Si on divise par l'équation de conservation de la masse : $p^1 \cdot U_1 = p_2 U_2$, on obtient :

$$\frac{\dot{Q}}{A\rho_1 u_1} + e_1 + \frac{u_1^2}{2} + \frac{P_1}{\rho_1} = e_2 + \frac{u_2^2}{2} + \frac{P_2}{\rho_2}$$

Or $\rho u S = \dot{m}$, $q = \frac{\dot{Q}}{\dot{m}}$ et $h = e + Pv$ avec $v = \frac{1}{\rho}$ donc $h = e + \frac{P}{\rho}$ et on obtient :

$$q + h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2}$$

9.3. Sauts de pression, de masse volumique et de température

Grâce aux équations de conservation de masse et de quantité de mouvement que nous venons de trouver, nous obtenons la relation suivante :

$$\frac{P_2 - P_1}{v_1 - v_2} = (\rho_1 u_1)^2$$

On pose deux axes : $y = \frac{P_2}{P_1}$ et $x = \frac{v_2}{v_1}$. L'équation précédente peut alors s'écrire : $(p_1 * u_1)^2 = \frac{y-1}{1-x} * \frac{p_1}{v_1}$.

D'après $a_1 = \sqrt{\gamma * p_1 v_1}$, on en déduit que $\gamma M_1^2 = \frac{y-1}{1-x}$ et donc : $y = -\gamma M_1^2 + (\gamma M_1^2 + 1)$.

Ceci correspond à l'équation de la droite de Rayleigh avec un profil affine.

Grâce aux équations de conservation de la quantité de mouvement que nous intégrons dans l'équation de conservation de l'énergie, on obtient :

$$h_2 - h_1 + q = \frac{1}{2}(P_2 - P_1)(v_2 + v_1)$$

Or $h_2 - h_1 = C_p(T_2 - T_1) = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}(T_2 - T_1) = \frac{\gamma}{\gamma - 1}(P_2 v_2 - P_1 v_1)$, on en déduit :

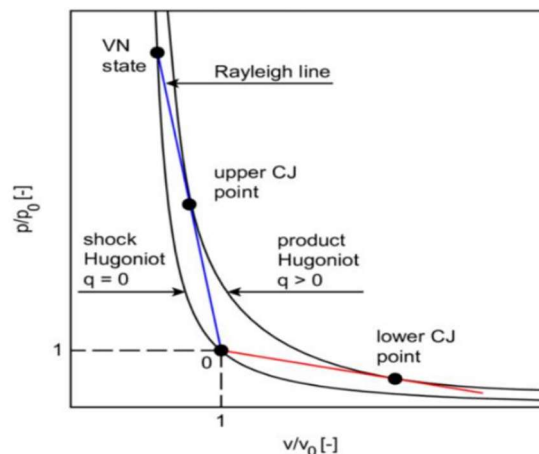
$$y = \frac{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} - x + 2q'}{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}x - 1}$$

Avec $q' = \frac{q}{P_1 v_1}$.

L'équation prend la forme d'une hyperbole avec : $(y + \alpha)(x - \alpha) = \beta$. Il s'agit de la courbe de Hugoniot.

Avec $\alpha = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}$ et $\beta = 1 - \alpha^2 + 2\alpha q'$

Nous obtenons ainsi le graphique suivant :



Toute transformation débute au point (1 ; 1) et suit la ligne de Rayleigh (Rayleigh line sur le graphique) jusqu'à l'état final : le point d'intersection. Cela nous permet alors de simplifier les équations de saut de pression, de masse volumique et de température dans le cas d'une détonation :

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2 \pm \gamma M_1^2 S}{\gamma + 1}$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\gamma + 1}{\gamma + \frac{1}{M_1^2} \pm S}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{2\gamma + \frac{1}{M_1^2} + (\gamma M_1)^2 \pm S(1 + \gamma M_1^2)(1 - \gamma) - \gamma M_1^2 S^2}{(\gamma + 1)^2}$$

:

Avec les conditions de Chapman-Jouguet on obtient :

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{\gamma + 1}$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\gamma + 1}{\gamma + \frac{1}{M_1^2}}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{2\gamma + \frac{1}{M_1^2} + (\gamma M_1)^2}{(\gamma + 1)^2}$$

9.4. Modélisation du décollement libre

Nous pouvons prédire la position du décollement grâce à une approche stationnaire car malgré le caractère instationnaire et la dissymétrie de certains décollements, ce phénomène fluctue autour d'une position moyenne stable.

Comme nous l'avons vu, le décollement libre fait apparaître deux rapports de pression : P_i/P_p et P_p/P_a .

En ce qui concerne la relation P_i/P_p , l'écoulement externe en amont est déterminé grâce au nombre de Mach M_i et à la pression P_i . La couche limite est décrite par le coefficient de frottement C_{fi} et l'épaisseur de son déplacement. Chapman a développé une formule en utilisant une loi de corrélation pour la répartition de la pression dans les zones d'interaction libre. Cette relation est la suivante :

$$\frac{p_p}{p_i} = 1 + \frac{\gamma M_i^2}{2} \sqrt{2C_{fi}} (M_i^2 - 1)^{-1/4} F_p(X)$$

où l'indice p est relatif au plateau de pression et i le point où débute l'interaction. La fonction F_p est une fonction universelle déduite de l'expérience. Le critère d'interaction libre indique que le saut de pression à travers le choc de décollement dépend du nombre de Mach amont M_i mais également du coefficient de frottement C_{fi} de la couche limite au début de l'interaction. Cependant, comme la variation de C_{fi} avec le nombre de Reynolds est très faible (C_f varie comme $Re^{-1/5}$ pour un écoulement turbulent de plaque plane), des corrélations fonction uniquement du nombre de Mach amont ont été proposées.

On distingue deux types de critères : saut de pression et rapport des nombres de Mach à travers le choc de décollement :

Auteur	Formulation	Spécifications
Summerfield (1940) [120]	$p_i/p_a \simeq 0.4$	tuyères coniques
Green (1953) [56]	$M_p/M_i = 0.78$	tuyères coniques
Schilling (1962) [111]	$p_i/p_c = 0.582(p_c/p_a)^{-0.195}$	tuyères profilées
	$p_i/p_c = 0.541(p_c/p_a)^{-0.136}$	tuyères coniques
Kalt and Bendal (1965) [69]	$p_i/p_c = 0.667(p_c/p_a)^{-0.2}$	air froid et gaz réels chauds
Schmucker (1976) [113]	$p_i/p_a = (1.88M_i - 1)^{-0.64}$	propergols liquides

TAB. 2.1 – Quelques critères de décollement. Voir [107] pour plus de détails concernant les spécifications de ces critères.

9.5. Calculs de rendements

D'après le Larousse, le rendement est le « rapport de l'énergie ou d'une autre grandeur fournie par une machine à l'énergie ou à la grandeur correspondante consommée par cette machine. ». Ce rapport peut donc être calculé dans un moteur aéronautique.

En considérant une turbine à gaz, composé d'un compresseur, d'une chambre de combustion et d'une turbine, comme idéal, le cycle idéal de Carnot peut être appliqué à celle-ci.

Ainsi, la formule suivante s'applique au compresseur, en considérant que la différence d'énergie potentiel et cinétique reste inchangé ; qu'il n'y a pas de frottements et qu'il n'y a pas de transfert thermique :

$$\eta = 1 - \frac{T_1}{T_2}$$

Grâce aux lois de Laplace : $P_1 \times V_1^\gamma = P_2 \times V_2^\gamma$

Nous obtenons

$$\eta = 1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$$

Avec :

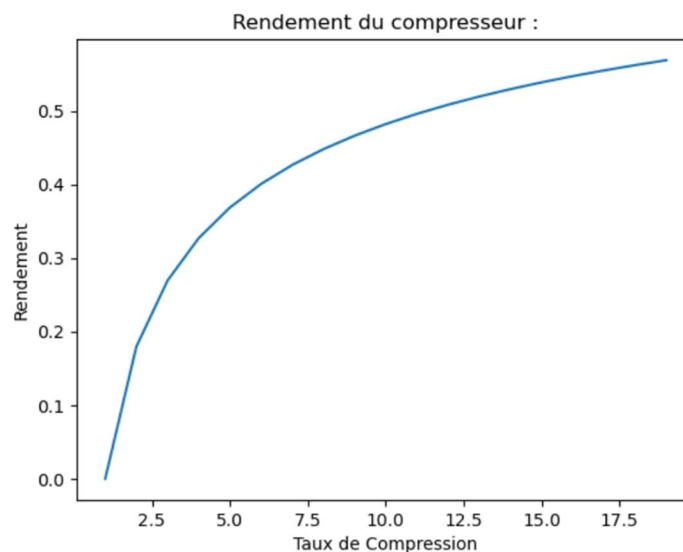
η le rendement

T la température et P la pression

1 état à l'entrée du compresseur, 2 à la sortie

γ l'indice adiabatique de l'air = 1.4

A partir de ces formules-là, une fonction peut être créée à l'aide de python. En considérant x le taux de compression souvent compris entre 1 et 20, ce graphique peut être obtenu :



Pour ce qui est de la chambre de combustion, des calculs de thermochimie s'imposent. Le calcul de l'énergie créé par une réaction de combustion ne peut cependant pas se créer directement. Il faut ainsi passer par un chemin fictif. Il faut par exemple d'abord considérer que la réaction se déroule à 298 Kelvin, l'énergie de réaction pourra ainsi être trouvée. Cependant, la température finale n'étant pas de 298 K, il faut appliquer la 1^{ère} relation de Kirchhoff, sans oublier la vaporisation des molécules d'eau de l'état liquide (température initiale à 298K) à l'état gazeux (température finale). On doit finalement obtenir une température comprise entre 1573 K et 1773 K, en fonction de la température d'entrée de la chambre qui peut elle aussi être déterminé par les lois de Laplace en fonction du taux de compression. Une température supérieure ferait fondre les matériaux.

Cependant, du fait de la caractérisation du cycle comme étant idéal, la température finale obtenue à la sortie de la chambre de combustion est supérieur à 2000K.

Du côté de la turbine, le calcul du rendement est identique à celle du compresseur. Ainsi

$$\eta = 1 - \frac{T_4}{T_3}$$

Similairement, grâce aux lois de Laplace : $P_3 \times V_3^n = P_4 \times V_4^n$

Ainsi

$$\eta = 1 - \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{1-n}{n}}$$

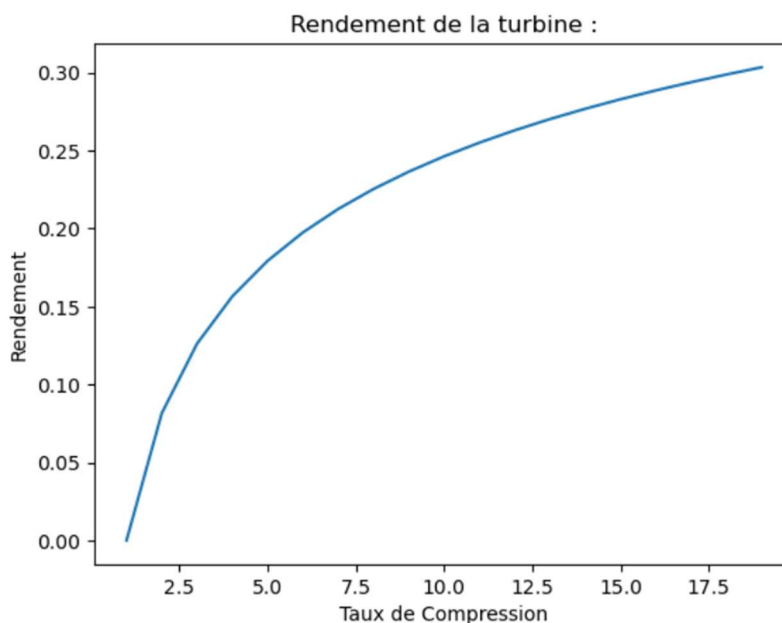
Avec :

η le rendement

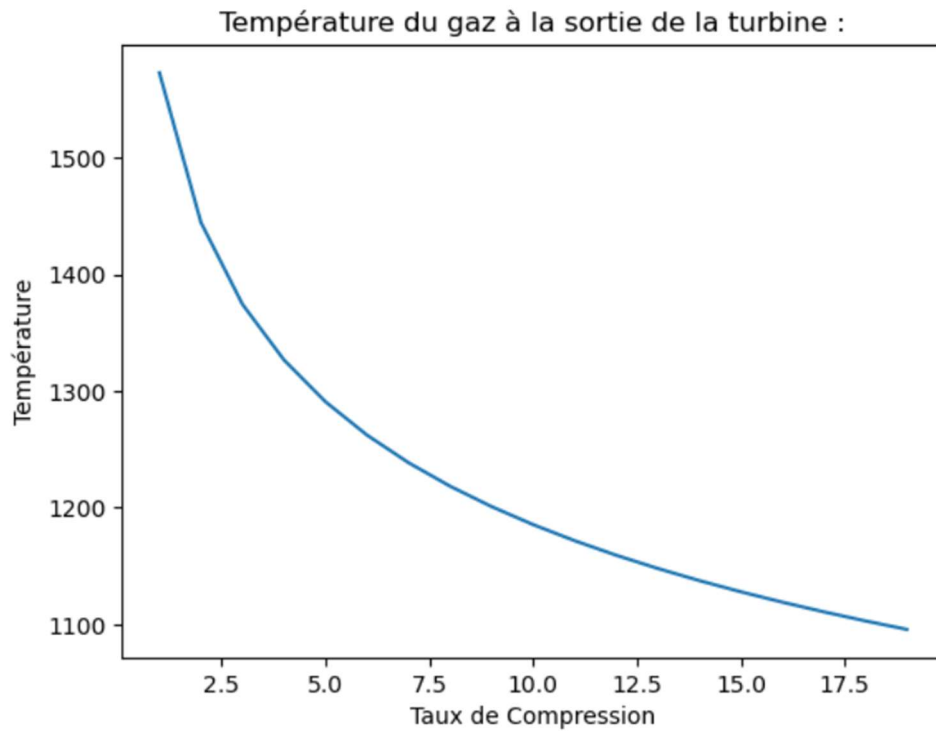
T la température et P la pression

3 état à l'entrée de la turbine, 2 à la sortie

n l'indice adiabatique pour les gaz brulés = 1.14



On observe aussi une diminution de la température dans la turbine :



A noter que la bibliothèque Numpy et Matplotlib.Pyplot ont été utilisées pour réaliser le programme suivant.

```
def rendement_compresseur (tx_compression,gamma):
    rdt = 1-(tx_compression)**((1-gamma)/gamma)
    return rdt
```

```
def rendement_turbine (tx_compression,coef_gaz):
    rdt = 1-(tx_compression)**((1-coef_gaz)/coef_gaz)
    return rdt
```

```
def T_2 (T_1,tx_compression,gamma):
    return T_1*(1/tx_compression)**((1-gamma)/gamma)
```

```
def T_3(T_2) :
    a = 0.229
    b = 2398
    c = -0.229*(T_2(T_1,tx_compression_Comp,gamma))**2 - 2398 * T_2 (T_1,tx_compression_Comp,gamma)- 6345*10**3+11*44*10**3
    delta = b**2 - 4*a*c
    result = (-b+np.sqrt(delta))/(2*a)
    return result
```

```
import matplotlib.pyplot as plt
import numpy as np

T_1 = 298
tx_compression_Comp = np.ones(20)
gamma = 1.4
PCS = 46.20*10**6

for i in range(1,20):
    tx_compression_Comp[i] = i

plt.plot(tx_compression_Comp,T_2(T_1,tx_compression_Comp,gamma));
plt.title(f"Température du gaz à la sortie du compresseur :");
plt.ylabel(f"Température");
plt.xlabel(f"Taux de Compression");
```

```
plt.plot(tx_compression_Comp,rendement_compresseur(tx_compression_Comp,gamma))
plt.title(f"Rendement du compresseur :");
plt.ylabel(f"Rendement");
plt.xlabel(f"Taux de Compression");
```

```
plt.plot(T_2(T_1,tx_compression_Comp,gamma),T_3(T_2));
plt.title(f"Température de sortie de la chambre de combustion en fonction de celle d'entrée");
```

```
T_3 = np.zeros(20)
for i in range(20):
    T_3[i] = 1573 + i*10

tx_compression_Turbine = np.ones(20)
n = 1.14

for i in range(1,20):
    tx_compression_Turbine[i] = i

plt.plot(tx_compression_Turbine,T_2(T_3,1/tx_compression_Turbine,n));
plt.title(f"Température du gaz à la sortie de la turbine :");
plt.ylabel(f"Température");
plt.xlabel(f"Taux de Compression");
```

```
plt.plot(tx_compression_Turbine,rendement_turbine(tx_compression_Turbine,n))
plt.title(f"Rendement de la turbine :");
plt.ylabel(f"Rendement");
plt.xlabel(f"Taux de Compression");
```

9.6. Diagramme de GANTT - Version 1 :

Recherche sur l'encyclopédie "technique de l'ingénieur"	6 - 12 Février	13 - 19 Février	6 - 13 Mars	6 - 12 Mars	13 - 19 Mars	20 - 26 Mars	27 Mars - 2 Avril
Recherche sur l'Institut Peprime	Tout le groupe	Tout le groupe	Tout le groupe				
Recherche BU : turbomachine à fluides compressibles							
Les différents phénomènes d'onde de choc (les plus et les contraintes)				Hugo, Jenson et Julie			
Prise de connaissances des types de propulsions aérospatiaux							
Allumage ?							
Turbines à gaz						Julie, Oumaima	
Moteur à détonation rotative						Jenson, Clément	
Moteur à détonation pulsée							
Moteur à détonation oblique							
Chambre de combustion				Juliette, Oumaima, Clément			
Tuyère						Hugo, Juliette	
programme informatique : effacé / Organigramme							
Poster							
Rédaction du rapport							

3 - 9 Avril	10 - 16 Avril	17 - 23 Avril	24 - 30 Avril	1 - 7 Mai	8 - 14 Mai	15-21 Mai	22-28 Mai	29 Mai - 4 Juin
	Tout le Groupe							
	Hugo, Ouratma Juliette, Jensor Clément, Julie							
		Tout le Groupe						
			Hugo, Clément Jensor, Juliette, Julie, Ouratma					
					Tout le Groupe			
								Tout le Groupe

9.7. Diagramme de GANTT - Version 2 :

Tâches		6 - 12 Février	13 - 19 Février	6 - 13 Mars	6 - 12 Mars	13 - 19 Mars	20 - 28 Mars
Decouverte du sujet		Tout le groupe	Tout le groupe	Tout le groupe			
Recherche sur l'encyclopédie "technique de l'ingénieur"							
Recherche sur l'Institut Peprime							
Recherche BU : turbomachine à fluides compréssibles							
Ondes de chocs :					Hugo, Jenson et Julie		
Différents types (drotes, obliques, courbes, stationnaires)					Hugo, Jenson et Julie		
Types de réflexions					Julie		
Ondes dans l'aéronautique					Jenson		
Disques de Mach					Hugo		
Couches limites et décollements							
Prise de connaissances des types de propulsions aérospatiaux							
Combustion					Juliette et Oumaina		Jenson, Clément
Turbines à gaz							
Moteur à détonation rotative (objectif des industriels(e)s)							
Moteur à détonation pulsée							
Moteur à détonation oblique							
Chambre de combustion					Juliette, Oumaina, Clément		Julie, Oumaina
Deflagration/ Détonation							Hugo, Juliette
Tuyère							
Programme informatique : rendement							
Poster							
Rédaction du rapport							
Préparation Orale							

