

Conception d'un Statoréacteur

GMC 768 : Combustion et dynamique des gaz - Université de Sherbrooke

Professeur référent	Martin BROUILLETTE
Auteurs	Gaspard de PARISOT, Jean MONDET
Version	2.5
Date de rendu	29 avril 2022
Session	HIVER 2022

Résumé

Le statoréacteur est un système de propulsion aérobique permettant de voyager à vitesse supersonique. Un statoréacteur classique est composé de trois grandes parties. La première est celle du diffuseur qui permet de ralentir et comprimer l'air entrant. La deuxième est la combustion subsonique, cette combustion se fait avec un mélange d'air et de kérosène liquide : le JP-8. Finalement on retrouve la tuyère, elle suit directement la chambre de combustion et accélère les gaz chauds afin de créer la poussée.

Ce travail présente la conception de chacune des parties du statoréacteur au point de design suivant : vol à Mach 2,8 à 20km d'altitude. En complément de cette étude on observe le comportement du statoréacteur pour d'autres vitesses et altitude.

Nous concevons un statoréacteur capable de délivrer 10 kN de poussée à son point de design.

Performances	
Poussée (kN)	10
Débit (kg/s)	11,58
Carburant	JP-8 ($C_{11}H_{21}$)

Tableau 1: Résumé des performances de notre statoréacteur

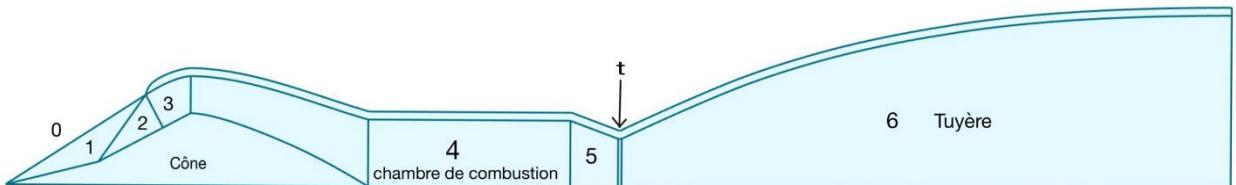


Figure 1: Géométrie finale de notre statoréacteur

Mots clés : Statoréacteur, Diffuseur, Combustion, Tuyère, Onde de choc, Supersonique

Table des matières

I	Introduction	5
1.	Contexte	5
2.	Problématique et objet d'étude.....	5
3.	Objectifs	5
II	Diffuseur.....	6
1.	Diffuseur Supersonique	6
2.	Comparaison de différents diffuseurs	7
3.	Diffuseur Subsonique	8
4.	Présentation du diffuseur supersonique.....	9
5.	Présentation du diffuseur subsonique.....	10
III	Chambre de combustion	11
1.	Combustion	11
2.	Choix du carburant	12
3.	Carburant et facteur d'équivalence choisis	13
4.	Estimation du « q » de la chambre	13
5.	Performances	14
6.	Propriétés de l'écoulement en sortie de chambre de combustion	15
IV	Design de la Tuyère.....	16
1.	Convergent	17
2.	Divergent.....	17
3.	Méthode 2D du design du divergent	19
V	Géométrie du Statoréacteur	20
1.	Performances du statoréacteur au point de design	20
2.	Performances du statoréacteur hors design	22
a.	Problématique du diffuseur supersonique	23
b.	Problématique du col de la tuyère.....	23
c.	Fonctionnement du diffuseur subsonique	23
d.	Tuyère sous et sur détendu	24
3.	Discussion sur les performances	26
VI	Conclusion.....	26
1.	Bilan	26
2.	26
VII	Bibliographie	27
VIII	Annexe	28

I Introduction

1. Contexte

Les vols à haute altitude présentent des intérêts de performances pour le transport long courrier. En effet, à haute altitude les moteurs gagnent en efficacité (meilleur rendement de Carnot) et les performances aérodynamiques des appendices sont également améliorées (moins de résistance à l'avancement).

Le statoréacteur (ou Ramjet en anglais) est un système de propulsion supersonique. L'écoulement d'air rentre dans un diffuseur et est ralenti et comprimé. À la différence d'un turboréacteur il n'y a pas de compresseur. Ce type de moteur est apprécié car sans pièce mobile. Une fois l'air comprimé il se mélange au combustible dans la chambre de combustion, ce mélange gazeux est brûlé puis accéléré dans une tuyère. Les statoréacteurs sont utilisés sur des plages de vitesse allant de Mach 2 jusqu'à Mach 10. On retrouve la technologie de statoréacteur dans trois grandes applications : les missiles supersoniques, les avions à grande vitesse comme le Concorde ou encore les lanceurs spatiaux réutilisables.

Le statoréacteur a été inventé par l'ingénieur français René Lorin en 1913 et mis en application grâce aux travaux de René Leduc en 1949. Le développement du statoréacteur tel qu'on le connaît aujourd'hui a eu lieu pendant la 2ème moitié du 20e siècle. On peut citer par exemple les missiles américains Bomarc et Talos.

Le principal inconvénient du statoréacteur est sa mauvaise performance à basse vitesse. En effet ce système de propulsion doit être assisté par un autre système afin d'atteindre la vitesse minimale de fonctionnement, généralement proche de la vitesse du son.

L'avantage de ce moteur est qu'il est aérobique c'est-à-dire que le comburant est l'air, contrairement aux fusées par exemple qui utilisent l'ergol. Finalement le statoréacteur est un système léger et peu coûteux aux vues des vitesses qu'il peut atteindre.

2. Problématique et objet d'étude

L'objet de cette étude est de concevoir un statoréacteur pour véhicule de tourisme à haute altitude. Nous nous proposons de concevoir et dimensionner les différents composants du statoréacteur : diffuseur, chambre de combustion, tuyère et facteur d'équivalence de combustion.

Nos calculs se limitent donc au système de propulsion et nous répondons au cahier des charges imposé, à savoir :

- Poussée nominale : 10kN
- Altitude nominale : 20km
- Vitesse nominale : $M = 2.8$

Nous étudions également les performances de notre conception à différentes altitudes et différentes vitesses afin de proposer un design fonctionnel sur des plages d'utilisations raisonnables.

3. Objectifs

Dans la suite de ce rapport, sont présentés nos choix de conception sur les principaux systèmes du statoréacteur : diffuseur, chambre de combustion et tuyère. Ensuite nous ferons une revue

des performances du statoréacteur au point de design, puis une étude hors design : 15, 20, 25 km à des nombres de Mach de 2.5, 2.8 et 3. Notre conclusion sera agrémentée de recommandations pour d'éventuels études complémentaires à mener.

II Diffuseur

Pour les statoréacteurs, véhicules voyageant à des vitesses supersoniques, il est indispensable d'avoir un diffuseur dont le rôle est de ralentir l'écoulement entrant. En effet, on veut avoir une combustion subsonique, afin que les réactions de combustion se développent totalement. Tout cela en limitant les pertes de pression de stagnation. La géométrie de notre diffuseur sera semblable à ce que l'on retrouve dans le statoréacteur du Bristol Thor, on utilise un double cône dont l'avant constituera le diffuseur supersonique, et l'arrière le diffuseur subsonique. L'entrée d'air sera donc frontale ce qui a pour avantage d'avoir une faible traînée contrairement à des prises d'airs latérales.

1. Diffuseur Supersonique

On a vu que pour ralentir un écoulement supersonique un diffuseur convergent-divergent isentropique était très efficace. Cependant ce type de diffuseur ne fonctionne qu'à son point de design. En effet pour des vitesses hors design il peut y avoir la formation de chocs normaux en avant du diffuseur. Or le statoréacteur que nous voulons construire doit pouvoir fonctionner à différentes altitudes et vitesses. Pour utiliser ce type de diffuseur, il faudrait avoir un col ajustable, ce qui est irréalisable. Une autre solution serait un diffuseur à choc normal, on se sépare ainsi du col, cependant on sait qu'avec ce type de diffuseur les pertes de pression sont de l'ordre de 70%.

On étudie alors la possibilité d'un diffuseur avec chocs obliques. En effet l'avantage d'utiliser plusieurs chocs obliques successifs est de limiter les pertes de pression totale tout en réduisant la vitesse. Le diffuseur The oblique-shock spike-type est couramment utilisé. La décélération est faite au travers des chocs obliques attachés au spike. Il y a ensuite un choc normal pour ralentir encore l'écoulement. Les pertes de pression de stagnation au travers du choc normal sont plus faibles car l'écoulement est ralenti en amont par les chocs obliques. On estime notamment les pertes de pression de stagnation à 40% pour ce type de diffuseur. On montre dans la figure ci-dessous un diffuseur de ce type

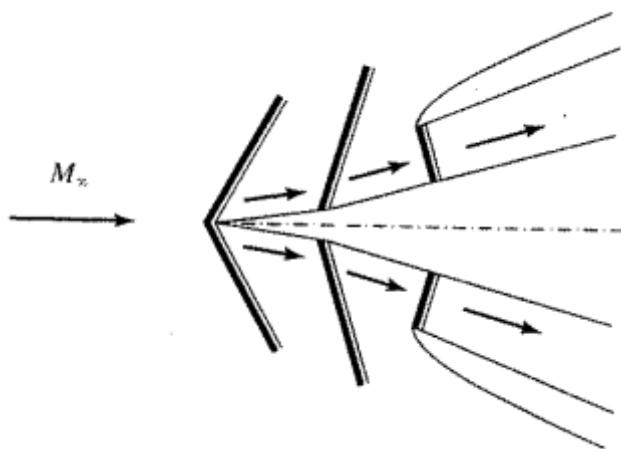


Figure 2: Représentation de chocs obliques et normaux dans un diffuseur

En théorie, plus il y a de chocs obliques moins il y a de pertes de pression de stagnation. Cependant la couche limite devient de plus en plus fine ainsi le gradient de pression adverse induit par les chocs obliques risque de faire décoller l'écoulement du cône. C'est pour cette raison que pour les vols jusqu'à Mach 2 on utilise des diffuseurs avec un seul choc oblique. Pour notre application et des vols entre Mach 2,5 et Mach 3 on utilisera un diffuseur avec deux chocs obliques. Afin de définir notre géométrie de diffuseur on observe les géométries déjà existantes. Par exemple pour le Rolls Royce BloodHound mis en service en 1958 et propulsé par deux statoréacteurs Thor BT3, le diffuseur a une double rampe $24^\circ/31^\circ$ pour un vol désigné à Mach 2,5. Cependant on ne peut pas s'appuyer sur ce design car l'angle est trop important ($\theta > \theta_{max}$) on aurait un choc normal détaché. C'est une des limites de notre étude 2D. On s'appuie alors sur des designs de diffuseurs mobiles, comme pour le Concorde. Pour un vol à Mach 2 l'écoulement est dévié avec un système de rampes mobiles de $15,35^\circ$. L'avantage d'utiliser des angles faibles pour les chocs obliques est de minimiser les pertes de pression totales, cependant cela augmentera les pertes de pressions totales au travers du choc normal. Il faut trouver le bon compromis. Pour simplifier le design on choisit deux rampes du même angle et on compare les pertes de pression totales au travers des deux chocs obliques et du choc normal.

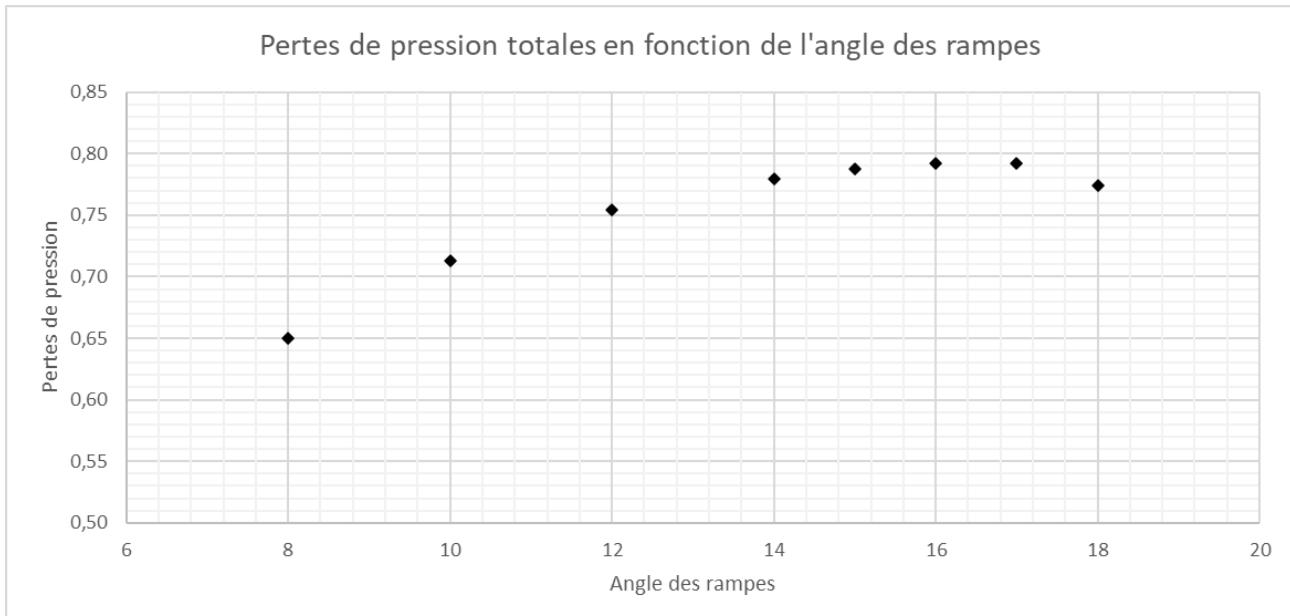
2. Comparaison de différents diffuseurs

On décide de comparer plusieurs géométries pour notre diffuseur.

On obtient les résultats suivants à l'aide des relations de chocs obliques et normaux :

	Mach Après deux chocs obliques	Rendement	Mach après le choc normal	Rendement	Rendement totale
8°	2,1	0,97	0,56	0,67	0,65
10°	1,945	0,95	0,59	0,75	0,71
12°	1,79	0,92	0,62	0,82	0,75
14°	1,624	0,88	0,66	0,89	0,78
15°	1,541	0,86	0,69	0,916	0,79
16°	1,456	0,84	0,72	0,943	0,79
17°	1,367	0,82	0,75	0,966	0,79
18°	1,271	0,79	0,8	0,98	0,77

Tableau 2: Estimation des rendements pour des géométries angles de rampes différents



On remarque qu'à partir de deux rampes de 14° les pertes de pressions sont à peu près constantes. D'autre part, il faut prêter attention à ce que le Mach en sortie du choc normal ne soit pas trop important afin d'éviter d'avoir un diffuseur subsonique trop long. C'est pourquoi notre choix se porte sur un diffuseur avec deux rampes de 14° , les pertes de pression au travers de notre diffuseur seront donc de l'ordre de 22%.

Afin de fixer la géométrie de notre cône, il faut que la lèvre du capot qui entoure le cône soit l'endroit de convergence des chocs, cela permet de maximiser le débit d'air entrant. C'est pourquoi pour des vols en dehors du point de design il faut avoir une partie mobile afin que cette condition soit respectée. Des études ont notamment montré que la lèvre du capot était l'une des composantes qui pouvait accomplir le plus de mobilité, en rotation ou translation.

Une autre solution pour garantir l'adaptation du diffuseur est de rendre mobile le cône lui-même : cette solution est utilisée notamment sur le SR-71, avion de combat supersonique des années 80'. Cela permet un élargissement de la plage de vol.

Finalement pour des raisons géométriques, nous proposons la solution d'un cône associé avec une lèvre mobile. Les représentations de nos différentes configuration (en fonction des différentes pentes d'angle de chocs) sont montrées en Annexe.

3. Diffuseur Subsonique

Dans les Ramjet conventionnels l'écoulement est ralenti jusqu'à environ Mach 0,3. (*source « Ramjet and Dual Mode Operation, Francois Falempin MBDA France »*). Ce ralentissement est réalisé grâce au diffuseur subsonique dans lequel passe l'écoulement après avoir été ralenti à Mach 0,6 par la partie supersonique du diffuseur. Dans le cas de notre diffuseur subsonique on le ralentit jusqu'à Mach 0,3 pour une combustion subsonique. Le principal enjeu d'un diffuseur subsonique est de ne pas faire décoller la couche limite. D'après le livre de Massey (Mechanics of fluid) on préconise un angle de 6° : *“There is an optimum angle for which the loss is minimum and, for a conical diffuser with a smooth surface, the optimum value of the total angle is about 6° .”* D'autre part en croisant les sources on sait que des cônes avec des

angles de 3 à 5° se sont montrés efficaces notamment sur les statoréacteurs propulsant le Rolls Royce BloodHound.

4. Présentation du diffuseur supersonique

Les hypothèses faites dans la conception de notre diffuseur sont les suivantes :

- L'air est un gaz parfait au gamma de $\gamma = 1,4$
- Le régime est permanent
- L'écoulement est compressible
- Au travers des chocs normaux l'écoulement est 1D adiabatique
- Au travers des chocs obliques l'écoulement est 2D adiabatique
- Dans le diffuseur subsonique l'écoulement est isentropique
- Les propriétés de l'atmosphère sont standards

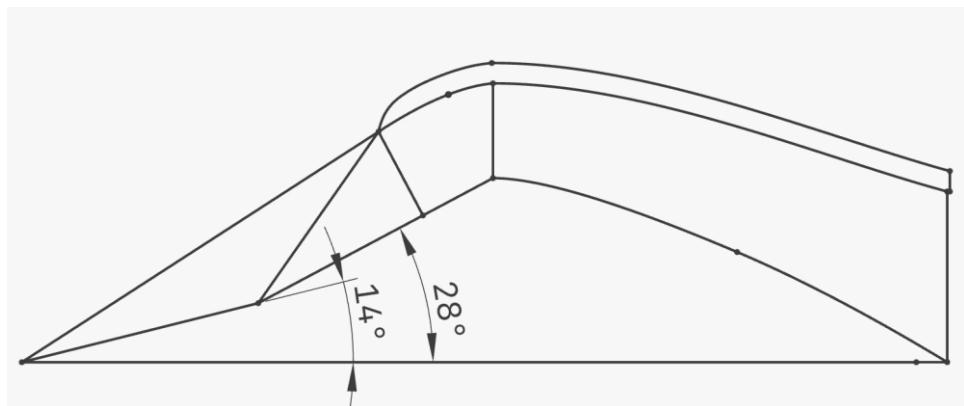


Figure 3: Géométrie du diffuseur

Ce diffuseur à double pente est le siège de chocs obliques et normaux. Au travers des chocs successifs, les propriétés de l'écoulement changent et sont recalculés successivement pour finalement connaître les propriétés de l'écoulement avant l'entrée dans le diffuseur subsonique.

Pour notre point de Design avec un vol à Mach 2,8 à 20 km on a les propriétés suivantes en entrée de diffuseur supersonique :

Atmosphère standard, Gaz parfait	T_0 (K)	P_0 (Pa)
20km	216,65	5529,3

Tableau 3: Propriétés de l'atmosphère standard à 20km

Afin d'obtenir les propriétés de l'écoulement on utilise les tables de chocs obliques d'un gaz parfait. Pour les deux chocs obliques, on obtient :

1 ^{er} Choc oblique 14°					2 ^e Choc oblique 14°				Rapports finaux			
M_1	β_1	P_1/P_0	T_1/T_0	P_{01}/P_{00}	M_2	β_2	T_2/T_1	P_{02}/P_{01}	P_2/P_0	T_2/T_0	P_{02}/P_{00}	
$M_0 = 2,8$	2,153	32,82	2,521	1,332	0,9241	1,626	40,9	1,261	0,9556	5,429	1,680	0,8831

Tableau 4: Résumé des propriétés après chacun des chocs obliques de 14°

Déterminons maintenant les propriétés après le choc normal. Pour cela on utilise les tables de choc normal pour un gaz parfait.

	P_3/P_2	T_3/T_2	P_{03}/P_{02}	M_3
$M_2 = 1,626$	2,9161	1,4057	0,8855	0,6609

Tableau 5 : Propriétés après le choc normal

On a donc les rapports de pression et température entre l'entrée du diffuseur et sa sortie.

	P_3/P_0	T_3/T_0	P_{03}/P_{00}
$M_0 = 2,8$	15,832	2,361	0,7820

Tableau 6: Rapports de pression et température entre l'entrée du diffuseur et sa sortie

Comme calculé précédemment on obtient 21,8% de pertes de pression totale.

Finalement les propriétés à la sortie du diffuseur supersonique sont :

Sortie du diffuseur supersonique	T_3 (K)	P_3 (Pa)	M_3
Mach 2,8-20km	511,5	87541	0,6609

Tableau 7: Propriétés en sortie de diffuseur supersonique au point de design

Comme prévu notre écoulement est trop rapide pour intégrer directement la chambre de combustion. C'est pourquoi on utilise un diffuseur subsonique qui va le ralentir jusqu'à Mach 0,3.

5. Présentation du diffuseur subsonique

On a un écoulement à Mach 0,66 à la section A_3 que l'on veut ralentir à Mach 0,3 à la section A_4 . Pour cela on utilise les relations isentropiques d'un gaz parfait. Que l'on applique pour $M_3 = 0,6609$ et $M_4 = 0,3$.

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

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-1}$$

Ainsi on peut écrire

$$\frac{A_4}{A_3} = \frac{A_4}{A^*} \times \frac{A^*}{A_3}$$

En isentropique on peut écrire $P_{04} = P_{03}$ et $T_{04} = T_{03}$, on a donc :

$$P_4 = \frac{P_4}{P_{04}} \times \frac{P_{03}}{P_3} \times P_3$$

$$T_4 = \frac{T_4}{T_{04}} \times \frac{T_{03}}{T_3} \times T_3$$

Finalement on obtient

$$\frac{A_4}{A_3} = 1,808$$

Finalement les propriétés à la sortie du diffuseur subsonique sont :

Sortie du diffuseur subsonique	T_4 (K)	P_4 (Pa)	M_4
Mach 2,8-20km	545,4	110255	0,3

Tableau 8: Propriétés en sortie de diffuseur subsonique au point de design

On connaît donc nos propriétés en entrée de la chambre de combustion.

III Chambre de combustion

Hypothèses :

- La réaction considérée est l'équation de la figure X ne prenant pas en compte les NOx
- En effet, on considère la chambre adiabatique et la vitesse en son sein est considérée comme faible.
- L'azote n'entre pas dans la réaction de combustion car inerte

1. Combustion

La combustion à généralement lieu dans la chambre de combustion, au travers du cycle thermodynamique de Brayton. En première approximation, nous considérons la pression au sein de la chambre comme constante. En effet dans la réalité, la complexité de la structure interne d'une chambre est responsable de perte de charge de l'ordre de quelques %. D'autre part les produits gazeux suivent la loi de Dalton. Cette loi stipule qu'un mélange gazeux à l'équilibre exerce une pression égale à la somme des pressions partielles de chacun des gaz, et tous à la même température. On considère que la loi des gaz parfaits s'applique car on est à haute température. La réaction chimique de combustion est très rapide. Le volume de la chambre est

supposé être assez grand et le temps de résidence dans la chambre assez long pour atteindre l'équilibre chimique.

L'énergie libérée pendant la réaction transforme les réactifs en produits gazeux chauds, qui sont ensuite détendu au travers d'une tuyère pour produire de la poussée. Les réactifs peuvent être liquide, solide ou encore gazeux. Généralement la réaction produit des espèces gazeuses.

Pour déterminer les propriétés thermodynamiques de nos réactifs on utilise deux grands concepts. Tout d'abord la chaleur de réaction qui est l'énergie libérée ou absorbée lorsque les produits sont formés, mais aussi la chaleur de formation qui représente la variation d'enthalpie lorsqu'une mole d'une espèce est formée à partir de ces atomes constitutifs. Généralement la chaleur de réaction est déterminée à partir de la somme des chaleurs de formation des produits et des réactifs, tel que :

$$\Delta_r H^0 = \sum [n_j (\Delta_f H^0)_j]_{\text{produits}} - \sum [n_j (\Delta_f H^0)_j]_{\text{réactifs}}$$

Avec la fraction molaire de chaque espèce j.

2. Choix du carburant

Dans l'aéronautique les carburants peuvent être divers et varié selon l'utilisation de l'aéronefs. On retrouve des combustibles liquides comme le kéroène et plus récemment l'hydrogène, mais aussi des combustibles solides (semi-propérgols). Par exemple les kéroène Jet A-1 et Jet A sont les carburants les plus utilisés dans le monde que ce soit pour l'utilisation civile ou militaire. Afin d'effectuer le meilleur choix de carburant pour notre statoréacteur nous utilisons les critères suivants :

L'impulsion spécifique : c'est l'impulsion par unité de poids de carburant, c'est l'équivalent du miles par gallon pour les voitures. Plus l'altitude augmente plus la poussée et l'impulsion spécifique sont grandes.

Densité relative : Afin d'avoir une grande masse de carburant dans un réservoir il faut avoir un carburant dense. On parle alors de densité relative ou encore de Specific gravity en anglais. La densité relative à un effet important sur la vitesse maximum et le rayon d'action. On peut aussi utiliser le paramètre de densité d'impulsion spécifique :

$$I_d = \delta_{av} I_s$$

Pouvoir Calorifique : c'est l'énergie dégagée sous forme de chaleur par la réaction de combustion. Un grand pouvoir calorifique procurera au statoréacteur une plus grande autonomie pour une même masse.

Point de congélation : c'est la température en dessous de laquelle le carburant devient solide. Il faut un point de congélation très bas car en croisière à 20 km la température est de -56,5°.

Stabilité : Le carburant de doit pas se détériorer ou se décomposer lors des stockages long termes. Une bonne stabilité chimique n'implique pas de décomposition du carburant liquide durant l'utilisation ou le stockage, même à haute température. Certains hydrocarbures se décomposent et forment des dépôts de carbone sur les surfaces de refroidissement par exemple.

Viscosité : Une viscosité trop importante rendra le pompage dans les circuits d'injection plus difficile.

Même si l'hydrogène représente une solution intéressante pour les projets futurs, son utilisation commerciale se heurte à des contraintes de conditionnement.

Finalement nous avons choisis d'utiliser le JP-8 qui est un kérosène Jet A-1 additivé. C'est un carburant utilisé dans les missiles de croisière et particulièrement bien adapté pour des vols en haute altitude. Son point de congélation est bas. C'est le carburant le plus utilisé pour les applications militaires actuelles en aéronautiques.

Le JP-8 est un carburant intéressant, car il présente une bonne stabilité thermique, un point de congélation bas et une densité élevée, ce qui signifie qu'un petit volume peut propulser un aéronef sur une longue distance.

3. Carburant et facteur d'équivalence choisis

Le carburant envisagé est le JP-8. Son équation de combustion parfaite sans formation de NOx (et donc sans recombinaisons atomiques) peut être :

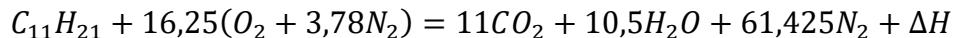


Figure 4: Equation chimique de combustion du JP-8

La composition de l'air est pratiquement constante jusqu'à 80km d'altitude (due au bon brassage de l'air).

$$Dosage_{théorique} = \frac{masse.\text{carburant}}{masse.\text{comburant}} = \frac{12 \times 11 + 21}{(16,25) \times (32 + 3,78 \times 28)} \approx 0,0683$$

Soit un rapport $\frac{O}{F} = 14,64$

On définit la richesse du mélange : $\varphi = \frac{Dosage_{réel}}{Dosage_{théorique}}$

Le dosage réel est le paramètre qui va définir la richesse finale du mélange. Son contrôle permet de gérer différentes grandeurs en fonction de la combustion désirée : notamment la température adiabatique de flamme, les quantités de polluants rejétés...

Dans notre étude de cas, nous considérerons une température adiabatique de flamme théorique à la richesse de 1. Et c'est à la stœchiométrie que notre moteur fonctionnera à son point de design.

4. Estimation du « q » de la chambre

On suppose que peu importe le régime de fonctionnement le q est constant.

N'ayant pas les tables thermodynamiques du kérosène on utilise un logiciel d'équilibre chimique de la NASA : CEArun, qui contient le carburant que nous voulons utiliser. On trouve

$$Q = 884 \text{ kJ/kg}$$

La simulation nous renvoie les informations suivantes, le H est notre Q

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	6847.06
T, K	2965.42
RHO, KG/CU M	8.0000 2
H, KJ/KG	884.00
U, KJ/KG	-30.249
G, KJ/KG	-20866.5
S, KJ/ (KG) (K)	7.3150
M, (1/n)	28.808
(dLV/dLP) t	-1.00174
(dLV/dLT) p	1.0416
Cp, KJ/ (KG) (K)	1.7777
GAMMAS	1.2112
SON VEL, M/SEC	1018.2

TRANSPORT PROPERTIES (GASES ONLY)

CONDUCTIVITY IN UNITS OF MILLIWATTS/ (CM) (K)

VISC, MILLIPOISE 0.91654

WITH EQUILIBRIUM REACTIONS

Cp, KJ/ (KG) (K)	1.7777
CONDUCTIVITY	2.3442
PRANDTL NUMBER	0.6951

WITH FROZEN REACTIONS

Cp, KJ/ (KG) (K)	1.4721
CONDUCTIVITY	1.8964
PRANDTL NUMBER	0.7115

5. Performances

L'impulsion spécifique indique la durée pendant laquelle un kilogramme de carburant produit une poussée suffisante pour soulever un kilogramme dans le champ gravitationnel terrestre.

Nous pouvons la calculer dans le cadre de notre projet.

$$\text{En effet : } I_{sp} = \frac{P}{g \cdot q_{carburant}}$$

Notre cahier des charges donne : $F = 10kN$.

Nous avons, après calcul, un débit d'air entrant et sortant constant de $11,58 \text{ kg/s}$. On considère que le débit de carburant injecté est négligeable devant le débit d'air.

De plus nous savons que, à la stœchiométrie, 1kg de carburant est consommé pour $14,64 \text{ kg}$ d'air.

Nous pouvons donc approximer notre consommation en carburant :

$$q_{carburant} = \frac{q_{air}}{\frac{O}{F}} = \frac{11,58}{\frac{14,64}{F}} = 0,79 \text{ kg/s}$$

$$\text{Ainsi : } I_{sp} = \frac{P}{g \cdot q_{carburant}} = \frac{(10 \cdot 10^3)}{9,81 \cdot 0,79} = 1290 \text{ s}$$

Cela correspond à une valeur standard pour ce type de moteur dans ces conditions :

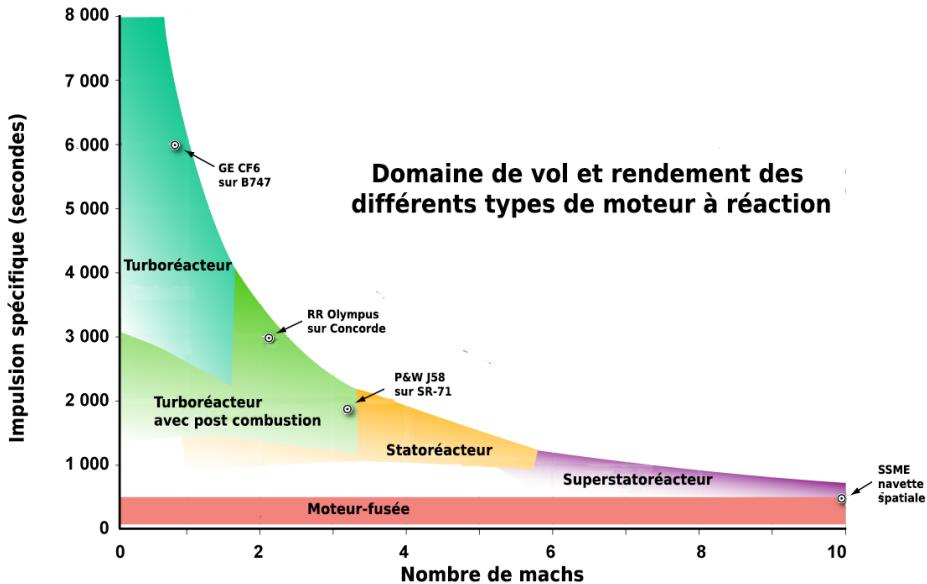


Figure 5 : Répartition des Isp selon le nombre de Mach pour différentes technologies

6. Propriétés de l'écoulement en sortie de chambre de combustion

Hypothèses :

- Le mélange air-carburant est un gaz parfait $\gamma = 1,4$
- Ecoulement de Rayleigh 1D
- Régime permanent sans friction
- L'addition d'énergie se fait par la combustion et qu'aucune perte d'énergie ne se produit par les parois de la chambre

On sait que

$$q = C_p(T_{02} - T_{01})$$

Pour notre mélange air-carburant on estime :

$$C_p = 2000 \text{ J/kg.K}$$

On a aussi

$$T_{01} = T_1 + \frac{1}{2} \frac{V_1}{C_p}$$

Et

$$T_{02} = T_{01} + \frac{q}{C_p}$$

Et

$$M_1 = \frac{V_1}{\sqrt{\gamma R T_1}}$$

Pour ce M_1 on regarde dans la table pour écoulement 1D sans friction avec transfert de chaleur.

Cela nous permet de déterminer $\frac{T_{02}}{T_{02^*}}$, ce qui correspond à un certain M_2 dans la table. On en déduit donc T_2, P_2, V_2 .

Le détail de ce calcul est fourni en annexe dans la feuille Excel « Combustion », on calcule aussi l'addition de chaleur maximale qui étrangle l'écoulement.

IV Design de la Tuyère

En première approximation on réalise les calculs sous les hypothèses suivantes :

- Ecoulement d'un gaz parfait en régime permanent et compressible
- Ecoulement Quasi 1D
- Ecoulement isentropique
- Pas de choc dans la tuyère
- L'équilibre chimique et la composition du gaz est invariante

La tuyère est l'élément qui nous permet d'accélérer les gaz chauds en sortie de combustion et de créer la poussée. L'énergie thermique de la combustion est convertie en énergie cinétique grâce à la tuyère. La performance de la tuyère dépend grandement de la pression ambiante à sa sortie. En effet une tuyère idéale à une pression à sa sortie égale à la pression ambiante, c'est ce que l'on recherche pour notre point de design. C'est le point optimal où l'on a la poussée et l'impulsion spécifique maximum. Pour cela on utilise un convergent-divergent. L'objectif est d'obtenir un maximum de poussée. L'écoulement est supersonique ainsi il est possible que la pression à la sortie de la tuyère soit différente de la pression ambiante. La poussée est donnée par la relation suivante :

$$F = Q(u_e - u_i) + A(P_s - P_b)$$

Avec

- P_s = la pression statique en sortie de tuyère (Pa)
- P_e = pression ambiante (Pa)
- A = section de sortie de la tuyère (m^2)
- u_e = vitesse de sortie des gaz (m/s)
- u_i = vitesse d'entrée des gaz (m/s)
- Q = le débit massique de gaz (kg/s)

La poussée maximum sera obtenue dans le vide, cas de $P_e = 0$.

Il s'agit d'expliquer la géométrie choisie pour notre tuyère.

1. Convergent

La chambre de combustion nous permet d'obtenir les propriétés de l'écoulement à l'entrée de la tuyère, pour notre point de design on a :

Température (K)	T_5	974
Pression (Pa)	P_5	95 584
Vitesse (m/s)	V_5	289,0
Mach	M_5	0,4972
ρ (Kg/m ³)	ρ_5	0,342
Gamma	γ_5	1,21

Tableau 9: Propriétés à l'entrée de la tuyère au point de Design

Ainsi avec le nombre de mach en entrée de tuyère nous pouvons trouver les rapports suivants à l'aide des relations isentropique pour un gaz parfait :

	P_5/P_0	T_5/T_0	A_5/A_t
$M_5 = 0,4972$	0,8627	0,9747	1,361

Tableau 10: Rapports en entrée de tuyère

On peut donc connaître les propriétés au col, sachant qu'au col on aura $M_t = 1$.

	P_t/P_0	T_t/T_0	$A_t/A *$
$M_t = 1$	0,9050	0,5625	1

Tableau 11: Rapports au col

Ainsi les propriétés au col sont :

$$P_t = \frac{P_t}{P_0} \times \frac{P_0}{P_5} \times P_5$$

$$T_t = \frac{T_t}{T_0} \times \frac{T_0}{T_5} \times T_5$$

$$A_t = \frac{A_t}{A_5} \times A_5$$

A noter que à ce stade du design on ne fixe pas A_5 , on le fixera de tel sorte à obtenir 10 kN de poussée en sortie de tuyère. Nous avons donc fixé les propriétés du convergent.

2. Divergent

Pour le divergent nous savons que le design optimal est lorsque que la tuyère est adaptée, c'est-à-dire lorsque $P_6 = P_b = P_{20km}$. On connaît donc le rapport entre la pression de sortie et la pression totale.

$$\frac{P_{20km}}{P_0} = \frac{P_{20km}}{\frac{P_0}{P_5} \times P_5} = 0,0499$$

Connaissant ce rapport de pression nous pouvons déterminer, toujours avec les relations isentropiques pour un gaz parfait, les propriétés en sortie de tuyère :

	M_6	T_6/T_0	A_6/A_t
$P_{20km}/P_0 = 0,0499$	2,549	0,5944	3,583

Tableau 12: Rapports en sortie de tuyère

Finalement on connaît à la sortie de notre tuyère, cette valeur est constante, peu importe l'altitude et la vitesse d'entrée d'écoulement, car fixée par la géométrie. Les autres propriétés sont données par :

$$P_6 = \frac{P_6}{P_0} \times P_0$$

$$T_6 = \frac{T_6}{T_0} \times T_0$$

$$A_6 = \frac{A_6}{A_t} \times \frac{A_t}{A_5} \times A_5$$

Avec les propriétés en sortie de la chambre on obtient en sortie de tuyère les propriétés suivantes :

Température (K)	T_6	594
Pression (Pa)	P_6	5529
Vitesse (m/s)	V_6	1157,2
Mach	M_6	2,549
ρ (Kg/m ³)	ρ_6	0,032
Gamma	γ_6	1,21

Tableau 13: Propriétés en sortie de la tuyère au point de design

On utilise la formule de la poussée, adaptée à notre nomenclature :

$$F = Q(V_6 - V_0) + A_6(P_s - P_b)$$

V_0 est la vitesse des gaz d'entré dans le statoréacteur c'est-à-dire la vitesse une fois le choc normal dépassé. Cette vitesse est sensiblement la même que la vitesse d'entrée des gaz chauds dans la tuyère.

La tuyère est adaptée donc $P_s = P_b$

$$F = \rho_6 V_6 A_6 (V_6 - V_0)$$

On veut $F = 10 \text{ kN}$, donc :

$$A_6 = \frac{F}{\rho_6 V_6 (V_6 - V_0)}$$

$$A_6 = 0,308 \text{ m}^2$$

On peut donc en déduire les sections au col et à l'entrée de la tuyère :

A_5	A_t	A_6
0,117	0,086	0,308

Tableau 14: Section à l'entrée, au col et à la sortie de la tuyère

Et donc le débit qui est constant, car la tuyère est adaptée

$$Q = 11,58 \text{ kg/s}$$

3. Méthode 2D du design du divergent

Pour ce calcul on reprend les mêmes hypothèses que précédemment à la différence que le calcul sera 2D. La méthode 2D permet d'obtenir le design optimal du divergent. Pour effectuer ce calcul nous avons deux solutions. On peut réaliser le dessin des caractéristiques à la main ou utiliser un code MATLAB dont nous avons pu mesurer la justesse dans des travaux précédent. Par soucis de temps nous utilisons la méthode numérique. Nous obtenons le résultat suivant :

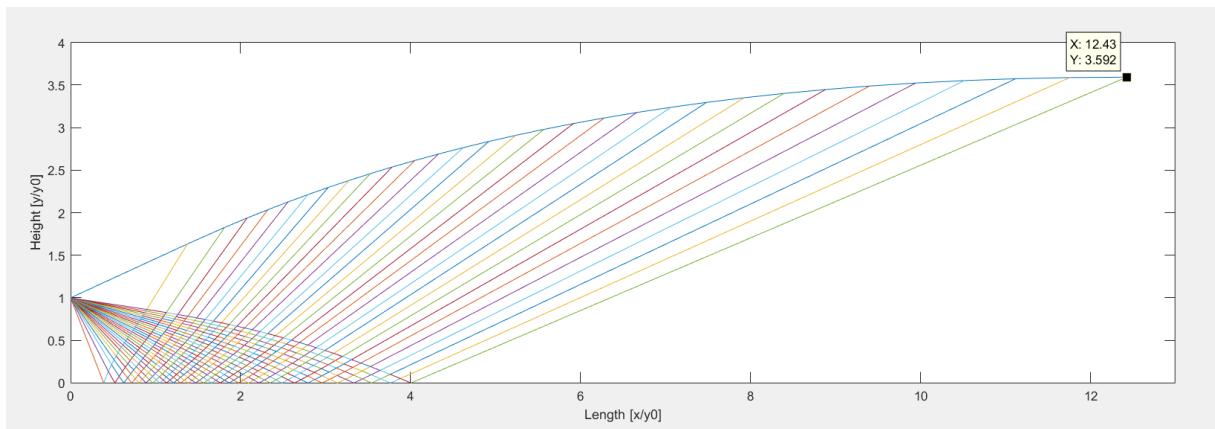


Figure 6: Résultat de la simulation du calcul 2D de la tuyère

On remarque un rapport :

$$\frac{A_6}{A_t} = 3,592$$

Or avec la méthode 2D nous avions la valeur :

$$\frac{A_6}{A_t} = 3,583$$

Soit 0,2% de différence, encore une fois la méthode 1D montre son efficacité. Cependant elle ne donne pas la longueur optimale du divergent contrairement à la solution numérique.

V Géométrie du Statoréacteur

Nous avons la géométrie de notre tuyère on peut donc en déduire les autres sections. On choisit d'avoir une chambre de combustion de même section que l'entrée de la tuyère. Soit

$$A_4 = A_5 = 0,117 \text{ m}^2$$

On a calculé précédemment que :

$$\frac{A_4}{A_3} = 1,808$$

Donc

$$A_3 = 0,0648 \text{ m}^2$$

Comme vu précédemment on aura

$$A_t = 0,086 \text{ m}^2$$

$$A_6 = 0,308 \text{ m}^2$$

La géométrie conçue peut être représentée en 2D sur un plan en considérant que le moteur a une largeur unitaire constante sur toute sa longueur.

Ainsi :

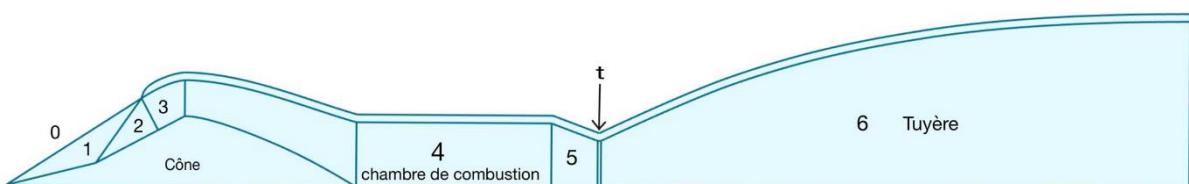


Figure 7: Géométrie finale du statoréacteur

1. Performances du statoréacteur au point de design

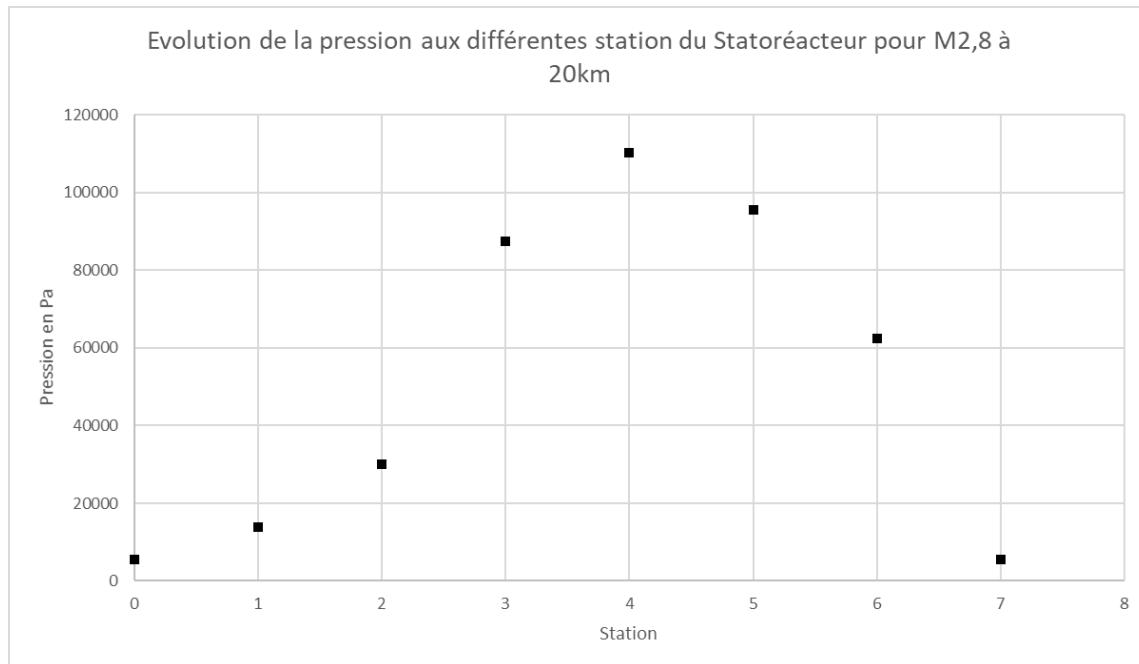
On résume les performances du statoréacteur au point de design dans le tableau :

Performances	
Poussée (kN)	10
Débit (kg/s)	11,58
Mach de sortie	2,5494
Pression de sortie	Patm

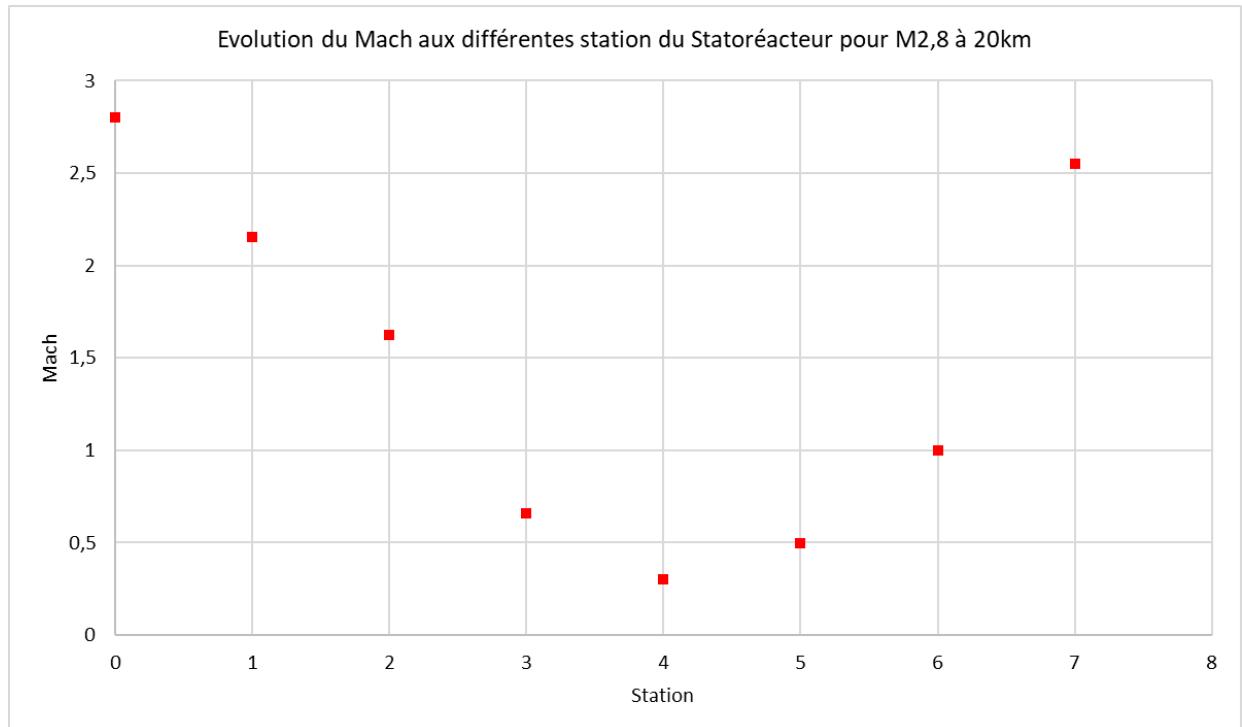
Tableau 15: Résumé des performances au point de design

On trace aussi l'évolution de la pression, du Mach et de la température dans le statoréacteur. Les numéros correspondent à des parties du statoréacteur :

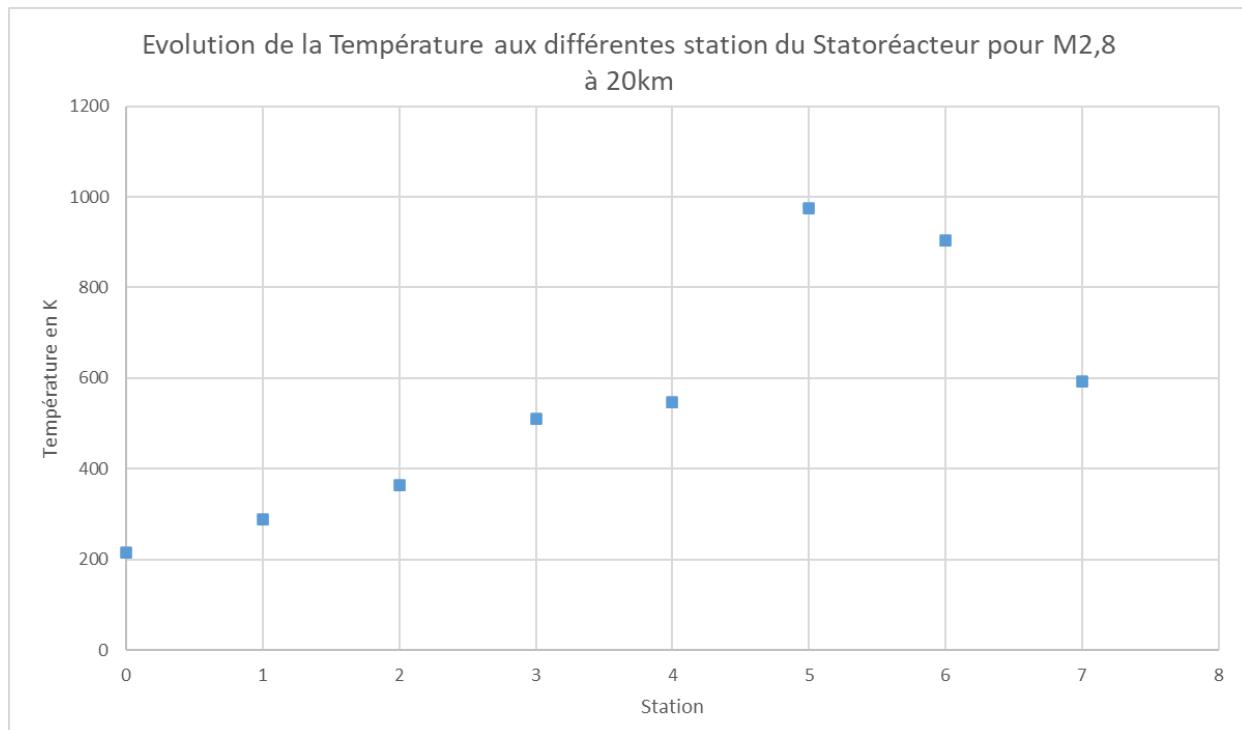
0	1	2	3	4	5	6	7
Propriété à l'infini	Propriété après le 1 ^{er} choc oblique	Propriété après le 2 ^e choc oblique	Propriété à l'entrée du diffuseur subsonique	Propriété en entrée de chambre de combustion	Propriété à l'entrée de la tuyère	Propriété au col	Propriété à la sortie de la tuyère



Comme prévu la pression est la plus élevé à l'entrée de la chambre de combustion, le diffuseur à comprimé l'air.



Le Mach le plus bas est en entrée de la chambre de combustion, le diffuseur permet de ralentir l'écoulement jusqu'à Mach 0,3 puis la tuyère accélère les gaz chauds.



La température maximum est atteinte dans la chambre de combustion, la température monte brusquement.

2. Performances du statoréacteur hors design

Notre géométrie est fixée afin d'être optimale au point de design. Nous pouvons donc étudier la performance de notre statoréacteur à d'autres vitesses et altitudes. Cette fois-ci la problématique est inversé par rapport à précédemment car on connaît la géométrie et les conditions à respecter. Aussi on suppose que l'énergie libérée par la combustion est la même peu importe l'altitude et la vitesse.

Nous décidons d'étudier 9 points hors design, les performances sont résumées dans le tableau ci-dessous et les calculs détaillés dans les feuilles Excel en Annexe.

Le problème des points hors design est que la tuyère et le diffuseur subsonique ne sont pas adaptées. En effet la géométrie est conçue pour un vol à Mach 2,8 et 20km. Cela pose deux grands défis.

a. Problématique du diffuseur supersonique

Tout d'abord comme évoqué dans la partie diffuseur il faut que le point de convergence des ondes de chocs soit sur le capot de la lèvre. Or pour des altitudes différentes et donc des pressions différentes les angles des ondes de mach varient. C'est pourquoi il est nécessaire d'avoir une géométrie variable pour le capot.

b. Problématique du col de la tuyère

D'autre part le mach en sortie de chambre de combustion change lorsque l'altitude et le Mach varie. Or notre tuyère est optimisée pour un mach d'entrée de 0,4972, auquel est associée une section au col. Une section variable du col est inenvisageable car très complexe à mettre en œuvre. Lorsqu'on relève les différents Mach en sortie de chambre de combustion cela varie de 0,4622 jusqu'à 0,5692 pour un vol à Mach 2,5 à 15 km. Pour les $Mach < 0,4972$, il y a un risque de choc normal dans le convergent de la tuyère. Pour les $Mach > 0,4972$ la tuyère sera inefficace puisqu'au col l'écoulement ne sera pas sonique on aura donc une détente subsonique dans le divergent qui va ralentir encore plus les gaz chauds. Une solution pourrait être de jouer sur la richesse de la combustion afin d'obtenir des gaz chauds plus ou moins dense, ce qui va moduler la vitesse.

c. Fonctionnement du diffuseur subsonique

Le diffuseur subsonique lui fonctionne très bien pour les trois vitesses étudiées en effet après le choc normal les Mach sont :

$M_0 = 2,5$	$M_0 = 2,8$	$M_0 = 3$
0,7364	0,6609	0,6267

Tableau 16: Résumé du Mach en sortie de choc normal

En sortie de diffuseur on calcule :

$M_0 = 2,5$	$M_0 = 2,8$	$M_0 = 3$
0,2830	0,3	0,3176

Tableau 17: Résumé du Mach en sortie de diffuseur subsonique

Ces trois vitesses sont acceptables pour la combustion.

d. Tuyère sous et sur détendu

La tuyère est adaptée au point de design, mais que se passe t'il lorsqu'on s'écarte de ce fonctionnement. On retrouve deux régimes à la sortie de la tuyère :

Tout d'abord il y a le régime sous-détendu. L'écoulement est expulsé à une pression de sortie plus grande que la pression ambiante car la section de sortie est trop faible. Ainsi l'expansion des gaz est incomplète dans la tuyère c'est pourquoi elle a lieu à l'extérieur. La pression en sortie de tuyère est donc plus grande que la pression atmosphérique. Dans ce cas il y a la formation d'ondes d'expansion à la sortie de la tuyère. Cela a pour effet de diminuer le coefficient de poussée et l'impulsions spécifique.

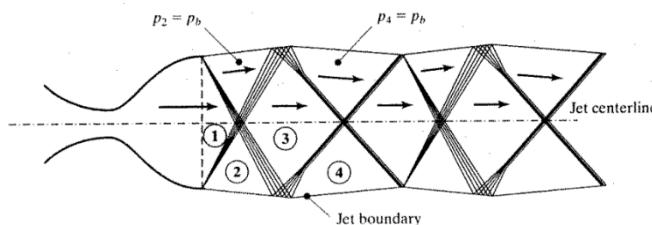


Figure 8: Conséquence d'une tuyère sous-détendu

Dans une tuyère sur-détendu le fluide atteint une pression de sortie plus faible que la pression atmosphérique car la section de sortie est trop grande. Les gaz chauds se sont trop détendus. Lorsque la pression à la sortie de la tuyère est légèrement inférieure à la pression atmosphérique cela a pour conséquences de former des ondes de chocs à la sortie de la tuyère. Pour des pressions encore plus grandes il y aura une séparation de l'écoulement dans le divergent, le diamètre du flux expulsé sera plus faible que la section de sortie de la tuyère. Cela a pour effet de diminuer le coefficient de poussée et l'impulsions spécifique.

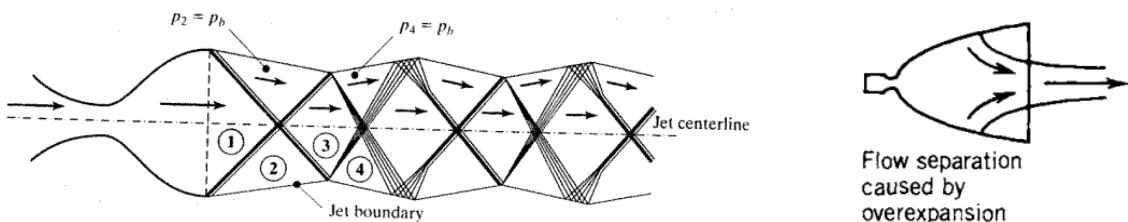


Figure 9: Conséquences d'une sur-expansion

Notre calcul de poussée ne prend malheureusement pas ses effets en compte, c'est pourquoi à basse altitude là où la pression est grande, on calcule une très grande poussée. En effet du fait que la pression en entrée soit déjà grande les gaz chauds en sortie de la chambre de combustion sont à haute pression et d'après la loi des gaz parfait cela implique une grande densité et donc par la même occasion un grand débit. C'est une des limites de nos calculs hors-design.

On résume dans ce tableau le régime de la tuyère en fonction du point de fonctionnement

Mach	2,5			2,8			3		
Altitude	15km	20km	25km	15km	20km	25km	15km	20km	25km
P6-Pb	-4149,8	-1894,3	-864,2	-0,7	0	3,8	3417,2	1560,7	729,8
Régime	Sur-détendu	Sur-détendu	Sur-détendu	Légèrement Sur-détendu	Adaptée	Légèrement sous détendu	Sous détendu	Sous détendu	Sous détendu

Tableau 18: Régime de la tuyère en fonction du point de fonctionnement

On peut conclure que lorsqu'on vole à des vitesses plus faibles que le point de design la tuyère sera sur-détendu et lorsqu'on vole à des vitesses plus grandes que Mach 2,8 la tuyère sera sous-détendu.

Performances					
	Altitude (km)	15	20	25	
Mach 2,5	Poussée (kN)	12,5	5,73	2,67	
	Débit (kg/s)	17,49	7,98	3,67	
	Pression de sortie (Pa)	7962	3635	1685	
Mach 2,8	Poussée (kN)	22	10	4,63	
	Débit (kg/s)	25,36	11,58	5,28	
	Pression de sortie (Pa)	12111	5529	2553	
Mach 3	Poussée (kN)	29,9	13,7	6,3	
	Débit (kg/s)	31,63	14,44	6,63	
	Pression de sortie (Pa)	15529	7090	3279	

Tableau 19: Récapitulatif des performances hors design

Le détail de chaque calcul des points de fonctionnement est disponible en annexe. Chaque fichier Excel est séparé en trois feuilles correspondant aux calculs du diffuseur subsonique, de la combustion et du convergent-divergent. Pour avoir le détail des calculs des chocs obliques pour les différentes vitesses il faut consulter la feuille « Etude hors design » de l'Annexe « Feuille Excel à Mach 2,8 à 20 km ».

Aussi une matrice avec toutes les propriétés (pression, température, mach) pour chaque station est disponible en Annexe.

3. Discussion sur les performances

Les performances atteintes répondent au cahier des charges et sont obtenues grâce à des solutions réalistes par rapport à l'état de l'art. Nous avons étudié les performances dans et hors design sur une plage de Mach 2,5 à 3. Cette plage est relativement restreinte au vu du type de mission que devra accomplir le véhicule. En effet, dans le cadre de vols touristiques à une si haute altitude, une partie non négligeable du vol se fera sous Mach 2,5. Les performances du statoréacteur se dégradent rapidement en dessous de Mach 2,5 et un autre système de propulsion devra être envisagé en complément.

VI Conclusion

1. Bilan

Tout d'abord revenons sur les hypothèses posées. Si l'aéronef propulsé par le statoréacteur effectue un vol rectiligne en palier alors l'hypothèse du régime permanent semble correcte, cependant lors de manœuvre cette hypothèse n'est plus valable. D'autre part pour la conception de notre diffuseur nous supposons un écoulement adiabatique c'est-à-dire sans frictions, pour des vitesses aussi élevées, négliger le travail des forces de frictions semble être inappropriée. Cependant pour un prédimensionnement comme nous l'avons fait, cette hypothèse est indispensable afin de pouvoir réaliser les calculs. Nous avons supposé qu'il n'y a pas de friction dans le statoréacteur, cette hypothèse est valable car le statoréacteur n'est pas très long (3,6m). Toujours dans la chambre de combustion nous supposons qu'il n'y a pas de transfert de chaleur au travers des parois de la chambre. Cette hypothèse est valable si l'on utilise des matériaux appropriés qui isole thermiquement.

Nous avons donc pu obtenir une géométrie pour notre statoréacteur à l'aide des nombreuses hypothèses formulées. C'est l'étude du diffuseur, de la chambre de combustion et de la tuyère à notre point de design à Mach 2,8 à 20km d'altitude qui a fixé notre géométrie. Notre diffuseur est composé en deux parties. Il y a tout d'abord l'avant du cône qui compose la partie supersonique. Une étude préliminaire nous a permis de conclure qu'un diffuseur avec deux rampes de 14° était le plus adapté. Les deux rampes permettent de ralentir l'écoulement tout en limitant les pertes de pression totales. Le choc normal qui suit rend l'écoulement subsonique. L'arrière du cône constitue le diffuseur subsonique qui ralentit l'écoulement jusqu'à Mach 0,3 pour la combustion. Cette combustion à lieu à pression constante et libère une énergie qui sert à chauffer les gaz chauds qui sont ensuite accélérés au travers de la tuyère. La tuyère se compose d'un convergent-divergent.

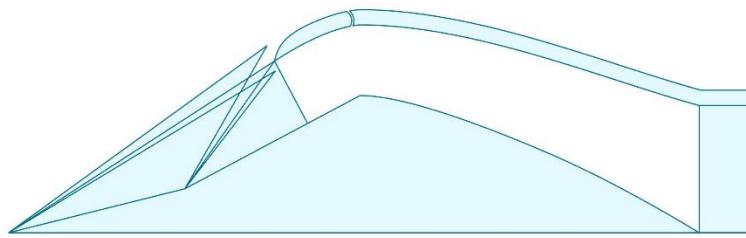
Ensuite nous avons étudié la performance de ce design à d'autres points de fonctionnement. Nous avons dû faire face à plusieurs problématiques. Tout d'abord pour le diffuseur subsonique il faut que les ondes de chocs convergent sur la lèvre du capot, or ce n'est le cas qu'à Mach 2,8. Pour régler ce problème nous avons proposé un système de lèvre et de capot mobile. Un autre défi est le mach à l'entrée du convergent de la tuyère. La tuyère n'est adaptée que pour un certain Mach à son entrée or la combustion pour des vols à Mach 2,5 ou 3 libèrent des gaz chauds à des mach différents. C'est pourquoi il faut jouer sur la richesse du mélange afin de moduler la vitesse des gaz chauds et d'éviter un choc normal dans la tuyère. Finalement nous avons rencontré le problème de la tuyère sous-détendu ou sur-détendu.

Pour conclure notre design rempli l'objectif d'un vol à Mach 2,8 avec une poussée de 10 kN à 20km, pour des altitudes et vitesses différentes le design n'est pas optimisé et rencontrera des difficultés de fonctionnement.

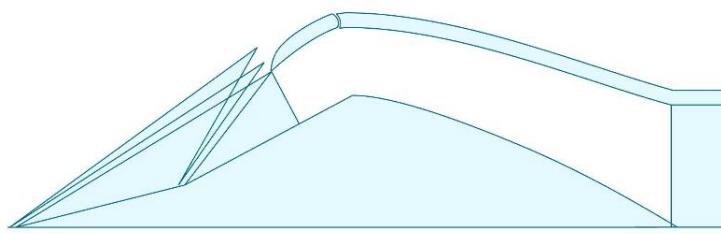
VII Bibliographie

- Lucio TADDEO. « ÉNERGIE RECYCLÉE PAR CONVERSION CHIMIQUE POUR APPLICATION À LA COMBUSTION DANS LE DOMAINE AÉROSPATIAL (ERC3) », 24 octobre 2017.
- Nicolas Gascoin. « Etude et Mesure de Paramètres Pertinents Dans Un écoulement Réactif Application Au Refroidissement Par Endo-carburant d'Un Super-statoréacteur ». Université d'Orléans, 2006. HAL Id: tel-00641643.
- G. Dayma - L. Le Moyne. « Chimie de combustion », s. d.
- Markus Nielbock, Paola Kiehl. « Rejoindre la station spatiale internationale en fusée », 22 janvier 2019.
- Anthony, ROUX. « SimulationauxGrandesEchelles d'un statoréacteur ». Thèse, Université de Toulouse, 2Juillet2009. Réf.CERFACS:TH-CFD-09-65.
- Anonyme. « Statoréacteur ». Plateforme libre. *Statoréacteur* (blog). Consulté le 25 avril 2022. <https://www.wikiwand.com/fr/Stator%C3%A9acteur>.
- JL Fernandez. « Cours Chambre de Combustion ». Blagnac Saint Exupéry, s. d.
- Samia Bendida. « Simulation à grand échelle d'un super-statoréacteur(SCRAMJET) ». MÉMOIRE DE MASTER, Université Mohamed Khider de Biskra Faculté des Sciences et de la Technologie Département de GénieMécanique, 2020.
- GEORGE, P. SUTTON. *Rocket Propulsion Elements*. Seventh Edition., s. d.
- Bruno, DESHAIES, et Vladimir SABEL'NIKOV. « Combustion en écoulement supersonique - Turbulence. Applications » BE8341 V1 (10 janvier 2002): 19.
- BOUCHEZ, Marc. « Propulsion aérospatiale - Introduction », Techniques de l'ingénieur, BM3000 V2 (10 octobre 2018): 19.
- BOUCHEZ, Marc. « Statoréacteur - Propulsion aérobie moyenne ou grande vitesse », Techniques de l'ingénieur, BM3000 V2 (10 janvier 2012): 47.
- SICARD, Mickaël, et Alain QUIGNARD. « Carburants aéronautiques », Techniques de l'ingénieur, TRP4054 V1 (10 octobre 2021): 36.
- FORTIER-TOPPING, Hugo. « CONCEPTION D'UNE CHAMBRE DE COMBUSTION POUR LA MICROTURBINE À GAZ SRGT-2 ». UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE, 2014.
- NATO, éd. « Ramjet Intakes », s. d.
- MASSEY, Bernard. *Mechnaics of Fluid*. Eighth Edition., s. d.
- SHIPPEN, William .B. « The Talos propulsion system », s. d.
- STRAHLE, Warren C. « An introduction to combustion ». Chapitre 2-3-4, s. d.

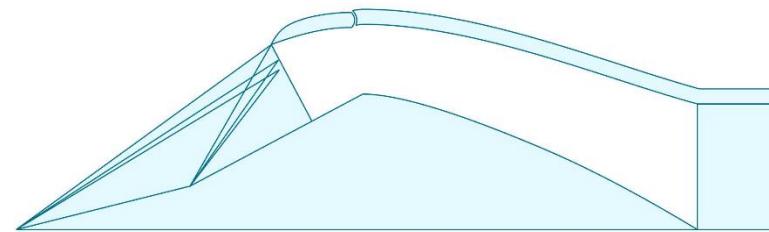
VIII Annexe



Diffuseur en configuration Mach 2.8 : lèvre et cône en position nominale



Diffuseur en configuration Mach 3 : lèvre angulée de -5° et cône reculé



Diffuseur en configuration Mach 2.5 : lèvre angulée de 5° et cône en position nominale

Matrice des propriétés pour les points de fonctionnement étudiés

	2,5			2,8			3		
	15km	20km	25km	15km	20km	25km	15km	20km	25km
M0	2,5	2,5	2,5	2,8	2,8	2,8	3	3	3
P0	12111,8	5529,3	2549,2	12111,8	5529,3	2549,2	12111,8	5529,3	2549,2
T0	216,65	216,65	221,55	216,65	216,65	221,55	216,65	216,65	221,55
M1	1,917	1,917	1,917	2,153	2,153	2,153	2,306	2,306	2,306
P1	28293	12916	5955	30534	13939	6427	32145	14675	6766
T1	281	281	287	288,5778	288,5778	295,1046	294,015715	294,015715	300,665505
M2	1,408	1,408	1,408	1,626	1,626	1,626	1,756	1,756	1,756
P2	58227	26582	12255	65758	30020	13840	71651	32710	15080
T2	349	349	357	364	364	384	375	375	384
M3	0,7364	0,7364	0,7364	0,6609	0,6609	0,6609	0,6267	0,6267	0,6267
P3	124956	57045	26300	191756	87541	40359	245833	112228	51741
T3	440	440	450	512	512	523	562	562	575
M4	0,317569	0,317569	0,317569	0,3	0,3	0,3	0,290542	0,290542	0,290542
P4	167078	76265	35165	241510	110 255	50831	302088	137910	63581
T4	477,8	477,8	488,6	546,4	546,380675	558,7	596,5	596,5	610
M5	0,5645	0,5645	0,5592	0,4972	0,49722505	0,4932	0,4622	0,4622	0,4586
P5	137648	62839	29123	209374	95 584	44231	268476	122565	56685
T5	885	885	897	974	974	987	1029	1029	1043
Mt	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Pt	89754	40974	18990	136522	62325	28773	175054	79916	36960
Tt	821	821	833	904	904	916	956	956	968
M6	2,5494	2,5494	2,5494	2,5494	2,5494	2,5494	2,5494	2,5494	2,5494
P6	7962	3635	1685	12111,1	5 529	2553	15529	7090	3279
T6	539	539	547	594	594	602	628	628	636
Q	17,49	7,98	3,67	25,36	11,58	5,28	31,63	14,44	6,63
F	12542	5726	2669	22013	10050	4625	29942	13669	6338

Feuille de Calcul pour M=2,8 à 20 km : Point de Design

1	Atmosphere standard Gaz parfa	T (K)	P (Pa)	Rho (kg/m3)
2	15km	216,65	12111,8	0,1948
3	20km	216,65	5529,3	0,0889
4	25km	221,55	2549,2	0,04009
5				
6	Diffuseur subsonique 2 rampes 14°			
7	Mach	2,5	2,8	3
8	Mach après 1er choc oblique	1,917	2,153	2,306
9	Onde 1er choc oblique	35,87	32,82	31,22
10	P1/P0	2,336	2,521	2,654
11	T1/TO	1,297	1,332	1,3571
12	P01/P00	0,9406	0,9241	0,9115
13	Mach après 2e choc oblique	1,408	1,626	1,756
14	Onde 2e choc oblique	46,09	40,9	38,43
15	P2/P1	2,058	2,1536	2,229
16	T2/T1	1,242	1,261	1,276
17	P02/P01	0,9628	0,9556	0,95
18	P2/PO	4,807	5,429	5,916
19	T2/TO	1,611	1,680	1,732
20	P02/P00	0,9056	0,8831	0,8659
21	Choc normal			
22	Mach en entrée	1,408	1,626	1,756
23	P3/P2	2,146	2,9161	3,431
24	T3/T2	1,26	1,4057	1,499
25	P03/P02	0,9562	0,8855	0,8319
26	Mach en sortie	0,7364	0,6609	0,6267
27				
28	Résumé entre entrée et sortie			
29	P3/PO	10,317	15,832	20,297
30	T3/TO	2,030	2,361	2,596
31	P03/P00	0,8659	0,7820	0,7204
32				
33				
34				
35				
36				
37				
38				
39				

Table pour la pression en sortie de diffuseur

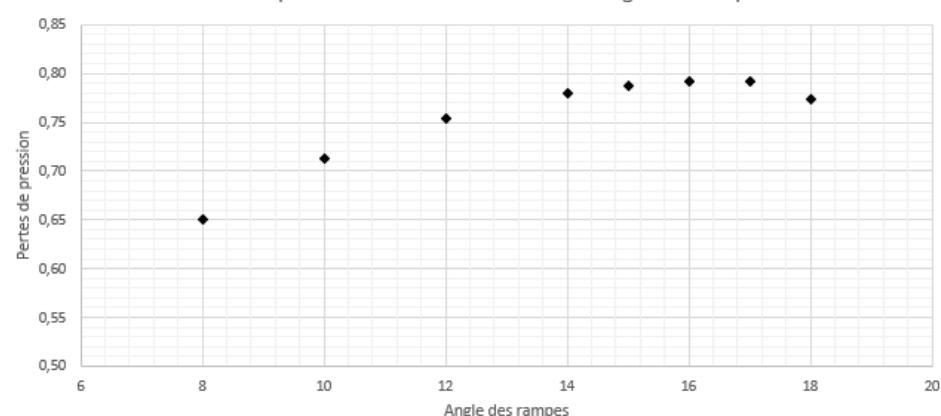
	2,5	2,8	3
15km	124956	191756	245833
20km	57045	87541	112228
25km	26300	40359	51741

Table pour la température en sortie de diffuseur

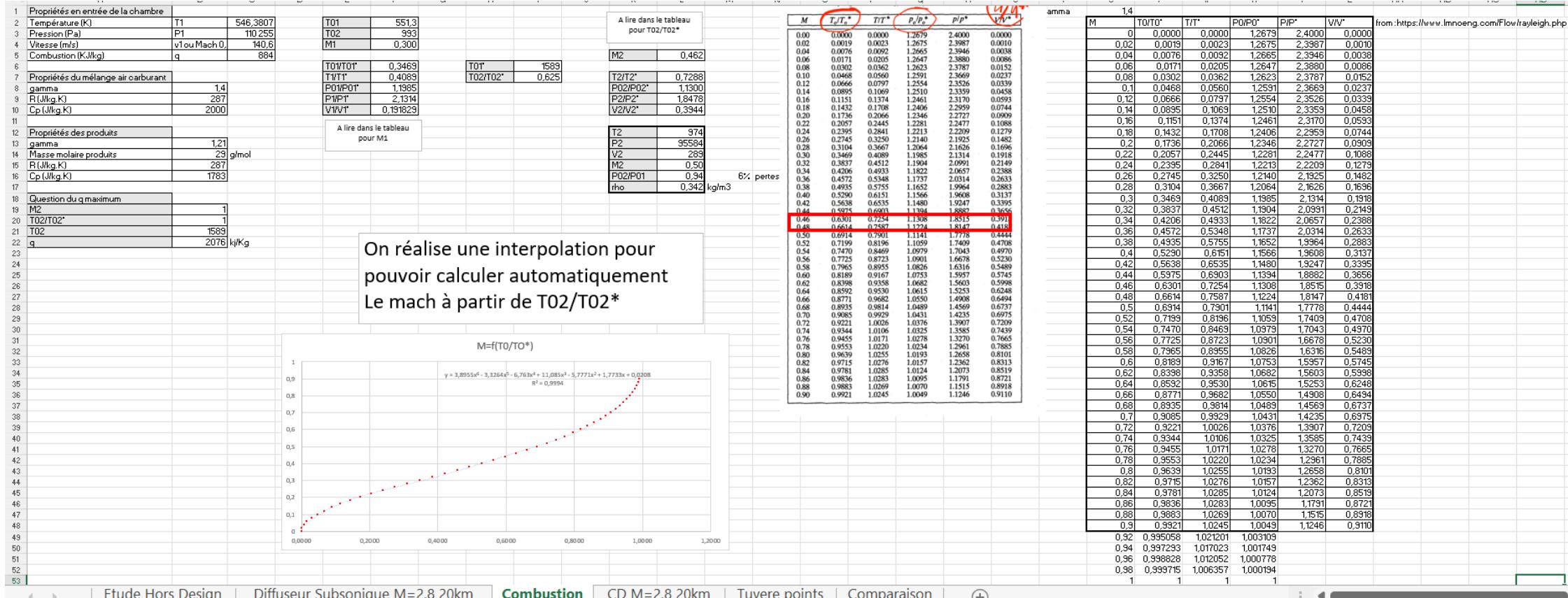
	2,5	2,8	3
15km	439,7	511,5	562,4
20km	439,7	511,5	562,4
25km	449,7	523,1	575,1

	Mach Après deux chocs obliques	Pertes	Mach après choc normal	Pertes	Pertes totales
8		2,1	0,97	0,56	0,67
10		1,945	0,95	0,587	0,75
12		1,79	0,92	0,62	0,82
14		1,624	0,88	0,66	0,89
15		1,541	0,86	0,687	0,916
16		1,456	0,84	0,72	0,943
17		1,367	0,82	0,75	0,966
18		1,271	0,79	0,8	0,98

Pertes de pression totales en fonction de l'angle des rampes



1	Propriétés en entrée du diffuseur		Propriétés en sortie du diffuseur	
2	Température (K)	T3	511,5295	Température (K)
3	Pression (Pa)	P3	87 541	Pression (Pa)
4	Vitesse (m/s)	v3	299,6	Vitesse (m/s)
5	Mach	M3	0,6609	Mach
6	Gamma		1,4	Gamma
7	Rho		0,596291	Rho
8	Section	A3	0,064815	Section
9				
10	T3/T0	0,9197		T4/T0
11	P3/P0	0,7459		P4/P0
12	A3/A3*	1,126		A4/A4*
13				
14				
15			Relations pour un écoulement compressible isentropique d'un gaz parfait en régime permanent Quasi 1D	
16	$\frac{A_1}{A_1^*} = \frac{1}{M_1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$			
17				
18				
19				
20				
21				
22				
23	$\frac{T_1}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{-1}$ avec $T_{01}=T_{02}$			
24				
25				
26	$\frac{P_1}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$ avec $P_{01}=P_{02}$			
27				
28				
29				
30				
31				
32				
33				
34				



	Propriétés en entrée de CD		Propriétés au col		Propriétés en sortie de tuyère		
2 Température (K)	T5	974	Température (K)	Tt	904	Température (K)	T6
3 Pression (Pa)	P5	95 584	Pression (Pa)	Pt	62325	Pression (Pa)	P6
4 Vitesse (m/s)	V5	289,0	Vitesse (m/s)	Vt	560,1	Vitesse (m/s)	V6
5 Mach	M5	0,4972	Mach	Mt	1,00	Mach	M6
6 rho (kg/m3)	rho5	0,342	rho (kg/m3)	rhot	0,240	rho (kg/m3)	rho6
7 Gamma		1,21	Gamma		1,21	Gamma	
8 Section (m2)	A5	0,117	Section (m2)	At	0,086	Section (m2)	A6
9 Débit (kg/s)	Q5	11,58	Débit (kg/s)	Qt	11,58	Débit (kg/s)	Q6
10 Diamètre (m)	d5	0,386	Diamètre (m)	dt	0,331	Diamètre (m)	d6
11							
12 T5/T0	0,9747		Tt/T0	0,9050		P6/P0	0,0499036
13 P5/P0	0,8627		Pt/P0	0,5625		Mach associé	2,549
14 A5/A*	1,361		At/A*	1,000		T6/T0	0,5944
15						A6/A*	3,583
16 T0	999						
17 P0	110794						
18							
19							
20							
21							
22							
23							
24							
25							
26							
27							
28							
29							
30							
31							
32							
33							
34							
35							
36							
37							
38							
39							
40							

On fixe M=1 au col

On veut que la tuyère soit adaptée à 20 km donc on aura Pe=Patm pression de design supersonique

Poussée 10049,539 Newton

Méthode des caractéristiques

X: 12.43
Y: 3.592

Etude Hors Design

Diffuseur Subsonique M=2,8 20km

Combustion

CD M=2,8 20km

Tuyere points

Comparaison



Feuille de Calcul pour M=2,8 à 15km

1	Propriétés en entrée du diffuseur		Propriétés en sortie du diffuseur			
2	Température (K)	T3	512	Température (K)		
3	Pression (Pa)	P3	191 756	Pression (Pa)		
4	Vitesse (m/s)	v3	299,6	Vitesse (m/s)		
5	Mach	M3	0,6609	Mach		
6	Gamma		1,4	Gamma		
7						
8	T3/T0	0,9197	T4/T0	0,9823		
9	P3/P0	0,7459	P4/P0	0,9395		
10	A3/A3*	1,126	A4/A4*	2,0351		
11						
12						
13			Relations pour un écoulement compressible isentropique d'un gaz parfait en régime permanent Quasi 1D			
14	$\frac{A_1}{A_1^*} = \frac{1}{M_1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)$					
15	$\frac{T_1}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{-1}$ avec $T_{01} = T_{02}$					
16	$\frac{P_1}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{-1}{\gamma-1}}$ avec $P_{01} = P_{02}$					
17						
18						
19						
20						
21						
22						
23						
24						
25						
26						
27						
28						
29						
30						
31						
32						
33						
34						



Etude Hors Design

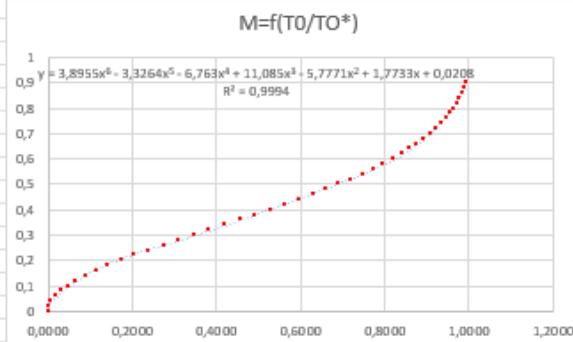
Diffuseur Subsonique

Combustion

CD



1	Propriétés en entrée de la chambre
2	Température (K) T1 546,3807
3	Pression (Pa) P1 241510
4	Vitesse (m/s) v1 ou Mach 0, 140,6
5	Combustion (kJ/kg) q 884
6	
7	Propriétés du mélange air carburant
8	gamma 1,4
9	R (J/kg.K) 287
10	Cp (J/kg.K) 2000
11	
12	Propriétés des produits
13	gamma 1,21
14	Masse molaire produits 29 g/mol
15	R (J/kg.K) 287
16	Cp (J/kg.K) 1783
17	
18	Question du q maximum
19	M2 1
20	T02/T02* 1
21	T02 1589
22	q 2076 kJ/Kg
23	
24	
25	
26	
27	
28	
29	
30	



T01	551,3
T02	993
M1	0,300

T01/T01*	0,3469
T1/T1*	0,4089
P01/P01*	1,1985
P1/P1*	2,1314
V1/V1*	0,191829

A lire dans le tableau pour T02/T02*

M2	0,462
T2/T2*	0,7288
P02/P02*	1,1300
P2/P2*	1,8478
V2/V2*	0,3944

T2	974
P2	209374
V2	289
M2	0,50
P02/P01	0,94
rho	0,750 kg/m3

6% pertes de pression totale associées aux irréversibilités du transfert de chaleur

from : <https://www.lmnoeng.com/Flow/rayleigh.php>

M	T ₀ /T ₀ *	T/T*	P ₀ /P ₀ *	P/P*	V/V*
0,00	0,0000	0,0000	1,2679	2,4000	0,0000
0,02	0,0019	0,0023	1,2675	2,3987	0,0010
0,04	0,0076	0,0092	1,2665	2,3946	0,0038
0,06	0,0171	0,0205	1,2647	2,3880	0,0086
0,08	0,0302	0,0362	1,2623	2,3787	0,0152
0,10	0,0468	0,0560	1,2591	2,3669	0,0237
0,12	0,0666	0,0797	1,2554	2,3526	0,0339
0,14	0,0895	0,1069	1,2510	2,3359	0,0458
0,16	0,1151	0,1374	1,2461	2,3170	0,0593
0,18	0,1432	0,1708	1,2406	2,2959	0,0744
0,20	0,1736	0,2066	1,2346	2,2727	0,0909
0,22	0,2057	0,2445	1,2281	2,2477	0,1088
0,24	0,2395	0,2841	1,2213	2,2209	0,1279
0,26	0,2745	0,3250	1,2140	2,1925	0,1482
0,28	0,3104	0,3667	1,2064	2,1626	0,1696
0,30	0,3469	0,4089	1,1985	2,1314	0,1918
0,32	0,3837	0,4512	1,1904	2,0991	0,2149
0,34	0,4206	0,4933	1,1822	2,0657	0,2388
0,36	0,4572	0,5348	1,1737	2,0314	0,2633
0,38	0,4935	0,5755	1,1652	1,9964	0,2883
0,40	0,5290	0,6151	1,1566	1,9608	0,3137
0,42	0,5638	0,6535	1,1480	1,9247	0,3395
0,44	0,5975	0,6903	1,1394	1,8882	0,3656
0,46	0,6301	0,7254	1,1308	1,8515	0,3918
0,48	0,6614	0,7587	1,1224	1,8147	0,4181
0,50	0,6914	0,7901	1,1141	1,7778	0,4444
0,52	0,7199	0,8196	1,1059	1,7409	0,4708
0,54	0,7470	0,8469	1,0979	1,7043	0,4970
0,56	0,7725	0,8723	1,0901	1,6678	0,5230
0,58	0,7965	0,8955	1,0826	1,6316	0,5489
0,60	0,8189	0,9167	1,0753	1,5957	0,5745
0,62	0,8396	0,9358	1,0682	1,5603	0,5998
0,64	0,8592	0,9530	1,0615	1,5253	0,6248
0,66	0,8771	0,9682	1,0550	1,4908	0,6494
0,68	0,8935	0,9814	1,0489	1,4569	0,6737
0,70	0,9085	0,9929	1,0431	1,4235	0,6975
0,72	0,9221	1,0026	1,0376	1,3907	0,7209
0,74	0,9344	1,0106	1,0325	1,3585	0,7439
0,76	0,9455	1,0171	1,0278	1,3270	0,7665
0,78	0,9553	1,0220	1,0234	1,2961	0,7885
0,80	0,9639	1,0255	1,0193	1,2658	0,8101
0,82	0,9715	1,0276	1,0157	1,2362	0,8313
0,84	0,9781	1,0285	1,0124	1,2073	0,8519
0,86	0,9836	1,0283	1,0095	1,1791	0,8721
0,88	0,9883	1,0269	1,0070	1,1515	0,8918
0,90	0,9921	1,0245	1,0049	1,1246	0,9110

	Propriétés en entrée de CD		Propriétés au col		Propriétés en sortie de tuyère			
1	Propriétés en entrée de CD							
2	Température (K)	T5	974	Température (K)	Tt	904	Température (K)	T6
3	Pression (Pa)	P5	209 374	Pression (Pa)	Pt	136522	Pression (Pa)	P6
4	Vitesse (m/s)	V5	289,0	Vitesse (m/s)	Vt	560,1	Vitesse (m/s)	V6
5	Mach	M5	0,4972	Mach	Mt	1,00	On fixe M=1 au col	Mach
6	rho (kg/m3)	rho5	0,750	rho (kg/m3)	rhot	0,527		rho (kg/m3)
7	Gamma		1,21	Gamma		1,21		Gamma
8	Section (m2)	A5	0,117	Section (m2)	At	0,086		Section (m2)
9	Débit (kg/s)	Q5	25,36	Débit (kg/s)	Qt	25,36		Débit (kg/s)
10	Diamètre (m)	d5	0,386	Diamètre (m)	dt	0,331		Diamètre (m)
11								
12	T5/T0	0,9747		Tt/T0	0,9050		P6/P0	0,0499036
13	P5/P0	0,8627		Pt/P0	0,5625		Mach associé	On calcule d'abord ce rapport
14	A5/A*	1,361		At/A*	1,000		T6/T0	2,5494299
15							A6/A*	On en déduit le Mach
16	T0	999						0,5943687
17	P0	242691						Puis ça
18								3,5833132
19								Et ça
20								
21								
22								
23								
24								
25								
26								
27								
28								
29								
30								
31								
32								
33								
34								
35								
36								
37								
38								

Feuille de Calcul pour M=2,8 à 25 km

1	Propriétés en entrée de la chambre
2	Température (K) T1 558,73824
3	Pression (Pa) P1 50 831
4	Vitesse (m/s) v1 ou Mach 0,5 142,1
5	Combustion (kJ/kg) q 884
6	
7	Propriétés du mélange air carburant
8	gamma 1,4
9	R (J/kg.K) 287
10	Cp (J/kg.K) 2000
11	
12	Propriétés des produits
13	gamma 1,21
14	Masse molaire produits 29 g/mol
15	R (J/kg.K) 287
16	Cp (J/kg.K) 1783
17	
18	Question du q maximum
19	M2 1
20	T02/T02* 1
21	T02 1625
22	q 2123 kJ/Kg
23	
24	M=f(T0/T0*)
25	
26	1
27	$y = 3,8955x^6 - 3,3264x^5 - 6,763x^4 + 11,085x^3 - 5,7771x^2 + 1,7733x + 0,0208$ $R^2 = 0,9994$
28	0,9
29	0,8
30	0,7
31	0,6
32	0,5
33	0,4
34	0,3
35	0,2
36	0,1
37	0
38	0,0000 0,2000 0,4000 0,6000 0,8000 1,0000 1,2000

T01	563,8
T02	1006
M1	0,300
T01/T01*	0,3469
T1/T1*	0,4089
P01/P01*	1,1985
P1/P1*	2,1314
V1/V1*	0,1918295

A lire dans le tableau pour T02/T02*

M2	0,458
T2/T2*	0,7224
P02/P02*	1,1316
P2/P2*	1,8547
V2/V2*	0,3895

T2	987
P2	44231
V2	289
M2	0,49
P02/P01	0,94
rho	0,156 kg/m3

6% pertes de pression totale associées aux irréversibilités du transfert de chaleur

A lire dans le tableau pour M1

M	T_e/T_{e^*}	T/T^*	P_e/P_{e^*}	p/p^*	V/V^*
0,00	0,0000	0,0000	1,2679	2,4000	0,0000
0,02	0,0019	0,0023	1,2675	2,3987	0,0010
0,04	0,0076	0,0092	1,2665	2,3946	0,0038
0,06	0,0171	0,0205	1,2647	2,3880	0,0086
0,08	0,0302	0,0362	1,2623	2,3787	0,0152
0,10	0,0468	0,0560	1,2591	2,3669	0,0237
0,12	0,0666	0,0797	1,2554	2,3526	0,0339
0,14	0,0895	0,1069	1,2510	2,3359	0,0458
0,16	0,1151	0,1374	1,2461	2,3170	0,0593
0,18	0,1432	0,1708	1,2406	2,2959	0,0744
0,20	0,1736	0,2066	1,2346	2,2727	0,0909
0,22	0,2057	0,2445	1,2281	2,2477	0,1088
0,24	0,2395	0,2841	1,2213	2,2209	0,1279
0,26	0,2745	0,3250	1,2140	2,1925	0,1482
0,28	0,3104	0,3667	1,2064	2,1626	0,1696
0,30	0,3469	0,4089	1,1985	2,1314	0,1918
0,32	0,3837	0,4512	1,1904	2,0991	0,2149
0,34	0,4206	0,4933	1,1822	2,0657	0,2388
0,36	0,4572	0,5348	1,1737	2,0314	0,2633
0,38	0,4935	0,5755	1,1652	1,9964	0,2883
0,40	0,5290	0,6151	1,1566	1,9608	0,3137
0,42	0,5638	0,6535	1,1480	1,9247	0,3395
0,44	0,5975	0,6903	1,1394	1,8882	0,3656
0,46	0,6301	0,7254	1,1308	1,8515	0,3918
0,48	0,6614	0,7587	1,1224	1,8147	0,4181
0,50	0,6914	0,7901	1,1141	1,7778	0,4444
0,52	0,7199	0,8196	1,1059	1,7409	0,4708
0,54	0,7470	0,8469	1,0979	1,7043	0,4970
0,56	0,7725	0,8723	1,0901	1,6678	0,5230
0,58	0,7965	0,8955	1,0826	1,6316	0,5489
0,60	0,8189	0,9167	1,0753	1,5957	0,5745
0,62	0,8398	0,9358	1,0682	1,5603	0,5998
0,64	0,8592	0,9530	1,0615	1,5253	0,6248

Combustion CD +

	Propriétés en entrée de CD		Propriétés au col		Propriétés en sortie de tuyère						
1	Température (K)	T5	987	Température (K)	Tt	916	Température (K)	T6	602		
2	Pression (Pa)	P5	44 231	Pression (Pa)	Pt	28773	Pression (Pa)	P6	2 553		
3	Vitesse (m/s)	V5	288,6	Vitesse (m/s)	Vt	563,8	Vitesse (m/s)	V6	1164,8		
4	Mach	M5	0,4932	Mach	Mt	1,00	On fixe M=1 au col		Mach	M6	2,5494
5	rho (kg/m3)	rho5	0,156	rho (kg/m3)	rhot	0,110	rho (kg/m3)	rho6	0,015	Poussée	4625,00565 Newton
6	Gamma		1,21	Gamma		1,21	Gamma		1,21		
7	Section (m2)	A5	0,117	Section (m2)	At	0,085	Section (m2)	A6	0,306		
8	Débit (kg/s)	Q5	5,28	Débit (kg/s)	Qt	5,28	Débit (kg/s)	Q6	5,28		
9	Diamètre (m)	d5	0,386	Diamètre (m)	dt	0,330	Diamètre (m)	d6	0,624		
10											
11											
12	T5/T0	0,9751		Tt/T0	0,9050		P6/P0	0,04990361	On calcule d'abord ce rapport		
13	P5/P0	0,8647		Pt/P0	0,5625		Mach associé	2,54942994	On en déduit le Mach		
14	A5/A*	1,369		At/A*	1,000		T6/T0	0,59436874	Puis ça		
15							A6/A*	3,58331322	Et ça		
16	T0	1012									
17	P0	51149									
18											
19											
20											
21											
22											
23											
24											
25											
26											
27											
28											
29											
30											
31											
32											
33											
34											
35											
36											
37											
38											
39											
40											
41											

Feuille de Calcul pour M=2,5 à 15 km

Propriétés en entrée du diffuseur		
Température (K)	T3	439,73
Pression (Pa)	P3	124 956
Vitesse (m/s)	v3	309,5
Mach	M3	0,7364
Gamma		1,4
T3/T0	0,9022	
P3/P0	0,6974	
A3/A3*	1,070	

Propriétés en sortie du diffuseur		
Température (K)	T4	477,8
Pression (Pa)	P4	167 078
Vitesse (m/s)	v4	139,1
Mach	M4	0,317569
Gamma		1,4
T4/T0	0,9802	
P4/P0	0,9325	
A4/A4*	1,9348	

A4/A3 1,80775867

On connaît A4/A3 et A4/A3=A4/A* x A3/A*=1,808 donc A4/A*=1,808*A3/A*

A4/A3 1,808 Doit rester constant car géométrie fixe

A4/A4* 1,9348 On trouve la Mach associé à ce rapport

Relations pour un écoulement compressible isentropique d'un gaz parfait en régime permanent Quasi 1D

$$\frac{A_1}{A_1^*} = \frac{1}{M_1} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{\left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\gamma-1}{2} \right)} \right)^{\frac{1}{2} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)}$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1} \quad \text{avec } T_{01}=T_{02}$$

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{avec } P_{01}=P_{02}$$

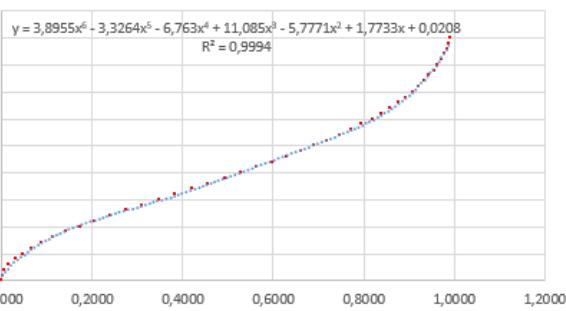
1	Propriétés en entrée de la chambre
2	Température (K) T1 477,79007
3	Pression (Pa) P1 167 078
4	Vitesse (m/s) v1 ou Mach 0,5 139,1
5	Combustion (kJ/kg) q 884

6	Propriétés du mélange air carburant
7	gamma 1,4
8	R (J/kg.K) 287
9	Cp (J/kg.K) 2000

10	Propriétés des produits
11	gamma 1,21
12	Masse molaire produits 29 g/mol
13	R (J/kg.K) 287
14	Cp (J/kg.K) 1783

15	Question du q maximum
16	M2 1
17	T02/T02* 1
18	T02 1273
19	q 1580 kJ/Kg

M=f(T0/TO*)



T01	482,6
T02	925
M1	0,318
T01/T01*	0,3792
T1/T1*	0,4460
P01/P01*	1,1914
P1/P1*	2,1031
V1/V1*	0,2120942

A lire dans le tableau pour M1

M	T _o /T _o *	T/T*	P _o /P _o *	P/p*	V/V*
0,00	0,0000	1,2679	2,4000	0,0000	
0,02	0,0019	1,2675	2,3987	0,0010	
0,04	0,0076	1,2665	2,3946	0,0038	
0,06	0,0171	1,2647	2,3880	0,0086	
0,08	0,0302	1,2623	2,3787	0,0152	
0,10	0,0468	1,2591	2,3669	0,0237	
0,12	0,0666	1,2554	2,3526	0,0339	
0,14	0,0895	1,2510	2,3359	0,0458	
0,16	0,1151	1,2461	2,3170	0,0593	
0,18	0,1432	1,2406	2,2959	0,0744	
0,20	0,1736	1,2346	2,2727	0,0909	
0,22	0,2057	1,2281	2,2477	0,1088	
0,24	0,2395	1,2213	2,2209	0,1279	
0,26	0,2745	1,2140	2,1925	0,1482	
0,28	0,3104	1,2064	2,1626	0,1696	
0,30	0,3469	1,1985	2,1314	0,1918	
0,32	0,3837	1,1904	2,0991	0,2149	
0,34	0,4206	1,1822	2,0657	0,2388	
0,36	0,4572	1,1737	2,0314	0,2633	
0,38	0,4935	1,1652	1,9964	0,2883	
0,40	0,5290	1,1566	1,9608	0,3137	
0,42	0,5638	1,1480	1,9247	0,3395	
0,44	0,5975	1,1394	1,8882	0,3656	
0,46	0,6301	1,1308	1,8515	0,3918	
0,48	0,6614	1,1224	1,8147	0,4181	
0,50	0,6914	1,1141	1,7778	0,4444	
0,52	0,7199	1,0916	1,7409	0,4708	
0,54	0,7470	1,0797	1,7043	0,4970	
0,56	0,7725	1,0723	1,6678	0,5230	
0,58	0,7965	1,0686	1,6316	0,5489	
0,60	0,8189	1,0617	1,5957	0,5745	
0,62	0,8398	1,0538	1,5603	0,5998	
0,64	0,8592	1,0530	1,5253	0,6248	
0,66	0,8771	1,0550	1,4908	0,6494	

A lire dans le tableau pour T02/T02*

M2 0,525

T2/T2* 0,8259

P02/P02* 1,1041

P2/P2* 1,7326

V2/V2* 0,4767

T2 885

P2 137648

V2 313

M2 0,56

P02/P01 0,93

rho 0,543 kg/m3

7% pertes de pression totale associées aux irréversibilités du transfert de chaleur

Combustion

CD



Etude Hors Design | Diffuseur Subsonique

Feuille de Calcul pour M=2,5 à 20 km

1	Propriétés en entrée du diffuseur		Propriétés en sortie du diffuseur		A4/A3	1,80775867	
2	Température (K)	T3	449,68	Température (K)	T4	488,6	
3	Pression (Pa)	P3	26 300	Pression (Pa)	P4	35 165	
4	Vitesse (m/s)	v3	313,0	Vitesse (m/s)	v4	140,7	
5	Mach	M3	0,7364	Mach	M4	0,317569	
6	Gamma		Gamma			1,4	
7							
8	T3/T0	0,9022	T4/T0	0,9802	A4/A3	1,808	Doit rester constant car géométrie fixe
9	P3/P0	0,6974	P4/P0	0,9325			
10	A3/A3*	1,070	A4/A4*	1,9348			On trouve la Mach associé à ce rapport
11							
12							
13			Relations pour un écoulement compressible isentropique d'un gaz parfait en régime permanent Quasi 1D				
14	$\frac{A_1}{A_1^*} = \frac{1}{M_1} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{\left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\gamma-1}{2} \right)} \right)^{\frac{1}{2} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)}$						
15							
16							
17							
18							
19							
20							
21	$\frac{T_0}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1}$ avec $T_{01}=T_{02}$						
22							
23							
24	$\frac{P_0}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}$ avec $P_{01}=P_{02}$						
25							
26							
27							
28							
29							
30							
31							
32							
33							
34							

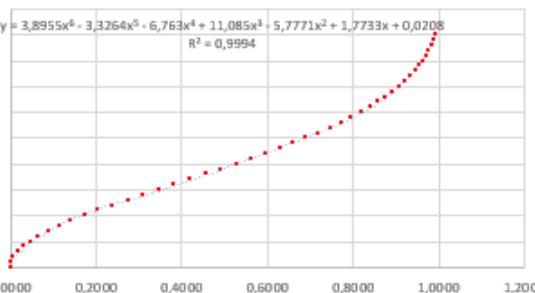
1	Propriétés en entrée de la chambre
2	Température (K) T1 488,5963
3	Pression (Pa) P1 35165
4	Vitesse (m/s) v1 ou Mach 0, 140,7
5	Combustion (kJ/kg) q 884

6	Propriétés du mélange air carburant
7	gamma 1,4
8	R (J/kg.K) 287
9	Cp (J/kg.K) 2000

10	Propriétés des produits
11	gamma 1,21
12	Masse molaire produits 29 g/mol
13	R (J/kg.K) 287
14	Cp (J/kg.K) 1783

15	Question du q maximum
16	M2 1
17	T02/T02* 1
18	T02 1302
19	q 1616 kJ/Kg

M=f(T0/TO*)



T01	493,5
T02	936
M1	0,318
T01/T01*	0,3792
T1/V1*	0,4460
P01/P01*	1,1914
P1/P1*	2,1031
V1/V1*	0,212094

A lire dans le tableau pour M1

M	T_e/T_o	T/T^*	p_e/p_o	p/p^*	V/V^*
0,00	0,0000	0,0000	1,2679	2,4000	0,0000
0,02	0,0019	0,0023	1,2675	2,3987	0,0010
0,04	0,0076	0,0092	1,2665	2,3946	0,0038
0,06	0,0171	0,0205	1,2647	2,3880	0,0086
0,08	0,0302	0,0362	1,2623	2,3787	0,0152
0,10	0,0468	0,0560	1,2591	2,3669	0,0237
0,12	0,0666	0,0797	1,2554	2,3526	0,0339
0,14	0,0895	0,1069	1,2510	2,3359	0,0458
0,16	0,1151	0,1374	1,2461	2,3170	0,0593
0,18	0,1432	0,1708	1,2406	2,2959	0,0744
0,20	0,1736	0,2066	1,2346	2,2727	0,0909
0,22	0,2057	0,2445	1,2281	2,2477	0,1088
0,24	0,2395	0,2841	1,2213	2,2209	0,1279
0,26	0,2745	0,3250	1,2140	2,1925	0,1482
0,28	0,3104	0,3667	1,2064	2,1626	0,1696
0,30	0,3469	0,4089	1,1985	2,1314	0,1918
0,32	0,3837	0,4512	1,1904	2,0991	0,2149
0,34	0,4206	0,4933	1,1822	2,0657	0,2388
0,36	0,4572	0,5348	1,1737	2,0314	0,2633
0,38	0,4935	0,5755	1,1652	1,9964	0,2883
0,40	0,5290	0,6151	1,1566	1,9608	0,3137
0,42	0,5638	0,6535	1,1480	1,9247	0,3395
0,44	0,5975	0,6903	1,1394	1,8882	0,3656
0,46	0,6301	0,7254	1,1308	1,8515	0,3918
0,48	0,6614	0,7587	1,1224	1,8147	0,4181
0,50	0,6914	0,7901	1,1141	1,7778	0,4444
0,52	0,7199	0,8196	1,1059	1,7409	0,4708
0,54	0,7470	0,8469	1,0979	1,7043	0,4970
0,56	0,7725	0,8723	1,0901	1,6678	0,5230
0,58	0,7965	0,8955	1,0826	1,6316	0,5489
0,60	0,8189	0,9167	1,0753	1,5957	0,5745
0,62	0,8398	0,9358	1,0682	1,5603	0,5998
0,64	0,8592	0,9530	1,0615	1,5253	0,6248
0,66	0,8771	0,9682	1,0550	1,4908	0,6494
0,68	0,8935	0,9814	1,0489	1,4569	0,6737
0,70	0,9085	0,9929	1,0431	1,4235	0,6975
0,72	0,9221	1,0026	1,0376	1,3907	0,7209
0,74	0,9344	1,0106	1,0325	1,3585	0,7439
0,76	0,9455	1,0171	1,0278	1,3270	0,7665
0,78	0,9553	1,0220	1,0234	1,2961	0,7885
0,80	0,9639	1,0255	1,0193	1,2658	0,8101
0,82	0,9715	1,0276	1,0157	1,2362	0,8313
0,84	0,9781	1,0285	1,0124	1,2073	0,8519
0,86	0,9836	1,0283	1,0095	1,1791	0,8721
0,88	0,9883	1,0269	1,0070	1,1515	0,8918
0,90	0,9921	1,0245	1,0049	1,1246	0,9110

A lire dans le tableau pour T02/T02*

T02	1302
T2/T2*	0,719
P02/P02*	0,719
P2/P2*	0,719
V2/V2*	0,719

T2	897
P2	29123
V2	312
M2	0,56
P02/P01	0,93
rho	0,113 kg/m3

7% pertes de pression totale associées aux irréversibilités du transfert de chaleur

	Propriétés en entrée de CD		Propriétés au col		Propriétés en sortie de tuyère		
25	Propriétés en entrée de CD		Propriétés au col		Propriétés en sortie de tuyère		
26	Température (K)	T5	897	Température (K)	Tt	833	
27	Pression (Pa)	P5	29 123	Pression (Pa)	Pt	18990	
28	Vitesse (m/s)	V5	311,9	Vitesse (m/s)	Vt	537,5	
29	Mach	M5	0,5592	Mach	Mt	1,00	On fixe M=1 au col
30	rho (kg/m3)	rho5	0,113	rho (kg/m3)	rhot	0,080	
31	Gamma		1,21	Gamma		1,21	
32	Section (m2)	A5	0,117	Section (m2)	At	0,0860	
33	Débit (kg/s)	Q5	4,13	Débit (kg/s)	Qt	3,67	
34	Diamètre (m)	d5		Diamètre (m)	dt		
35							
36	T5/T0	0,9747		Tt/T0	0,9050		
37	P5/P0	0,8627		Pt/P0	0,5625		
38	A5/A*	1,361		At/A*	1,000		
39							
40	T0	920					
41	P0	33757					
42							
52							
53							
54							
55							
56							
57							
58							
59							
60							
61							
62							
63							
64							
65							

Feuille de Calcul pour M=3 à 15 km

1	Propriétés en entrée du diffuseur			
2	Température (K)	T3	562,37	
3	Pression (Pa)	P3	245 833	
4	Vitesse (m/s)	v3	297,9	
5	Mach	M3	0,6267	
6	Gamma		1,4	
7				

1	Propriétés en sortie du diffuseur			
2	Température (K)	T4	596,5	
3	Pression (Pa)	P4	302 088	
4	Vitesse (m/s)	v4	142,2	
5	Mach	M4	0,290542	
6	Gamma		1,4	

A4/A3 1,80775867

On connaît A4/A3 et A4/A3 = A4/A* x A3/A* = 1,808 donc A4/A* = 1,808 * A3/A*

8	T3/T0	0,9272
9	P3/P0	0,7675
10	A3/A3*	1,159

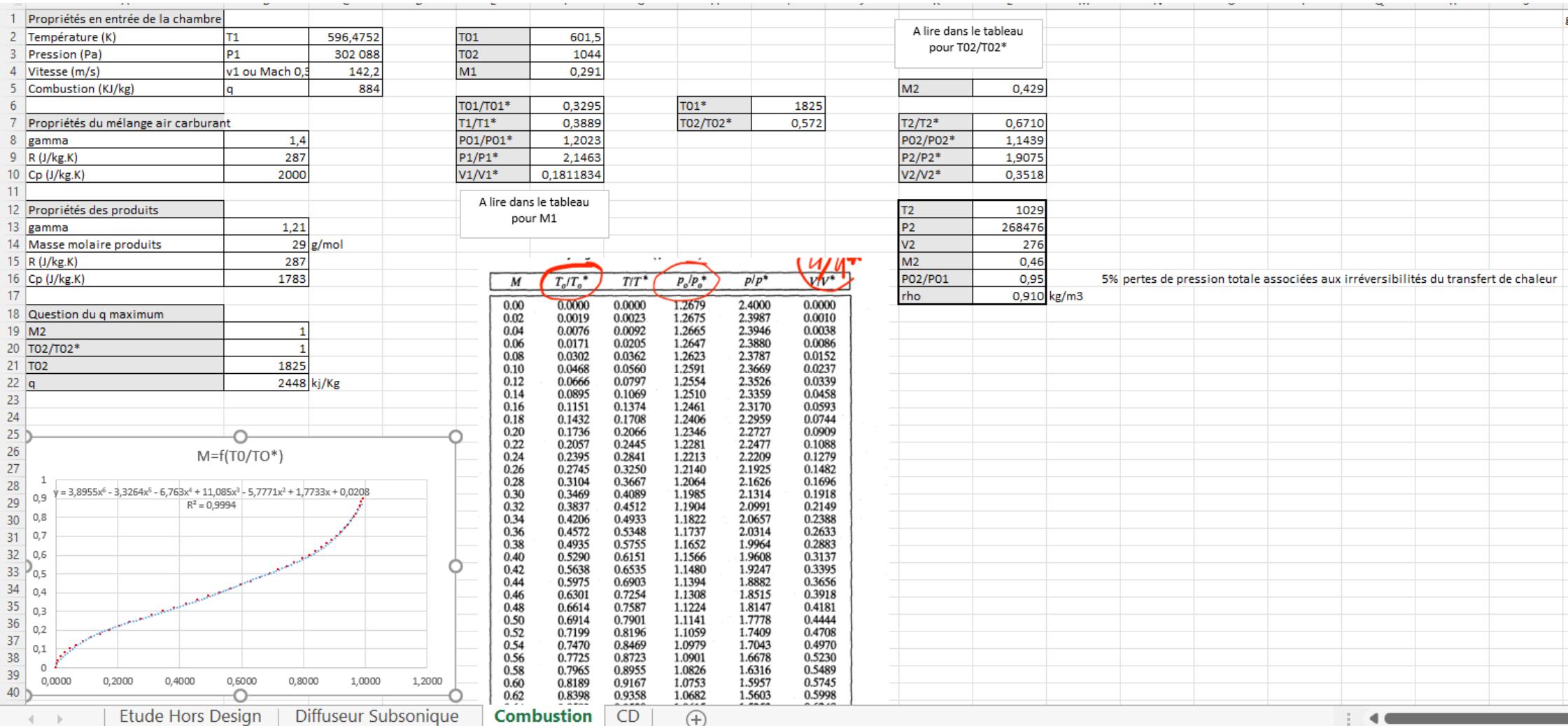
8	T4/T0	0,9834	A4/A3	1,808
9	P4/P0	0,9431		
10	A4/A4*	2,0944	On trouve la Mach associé à ce rapport	

Relations pour un écoulement compressible isentropique d'un gaz parfait en régime permanent Quasi 1D

$$\frac{A_1}{A^*} = \frac{1}{M_1} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{\left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\gamma-1}{2} \right)} \right)^{\frac{1}{2} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)}$$

$$\frac{T_1}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1} \quad \text{avec } T_{01} = T_{02}$$

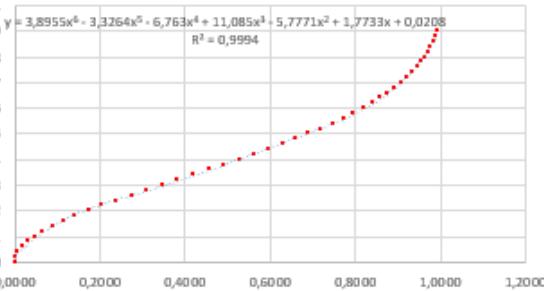
$$\frac{P_1}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{avec } P_{01} = P_{02}$$



Feuille de Calcul pour M=3 à 20 km

1	Propriétés en entrée du diffuseur		Propriétés en sortie du diffuseur		A4/A3	1,80775867
2	Température (K)	T3	562	Température (K)	T4	596,5
3	Pression (Pa)	P3	112 228	Pression (Pa)	P4	137 910
4	Vitesse (m/s)	v3	297,9	Vitesse (m/s)	v4	142,2
5	Mach	M3	0,6267	Mach	M4	0,290542
6	Gamma		1,4	Gamma		1,4
7						
8	T3/T0	0,9272		T4/T0	0,9834	A4/A3
9	P3/P0	0,7675		P4/P0	0,9431	1,808
10	A3/A3*	1,159		A4/A4*	2,0944	On trouve la Mach associé à ce rapport
11						
12						
13	Relations pour un écoulement compressible isentropique d'un gaz parfait en régime permanent Quasi 1D					
14	$\frac{A_1}{A_1^*} = \frac{1}{M_1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)$					
15	$\frac{T_1}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{-1}$ avec $T_{01} = T_{02}$					
16	$\frac{P_1}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ avec $P_{01} = P_{02}$					
17						
18						
19						
20						
21						
22						
23						
24						
25						
26						
27						
28						
29						
30						
31						
32						
33						
34						

1	Propriétés en entrée de la chambre	
2	Température (K)	T1
3	Pression (Pa)	P1
4	Vitesse (m/s)	v1 ou Mach 0,
5	Combustion (kJ/kg)	q
6		
7	Propriétés du mélange air carburant	
8	gamma	1,4
9	R (J/kg.K)	287
10	Cp (J/kg.K)	2000
11		
12	Propriétés des produits	
13	gamma	1,21
14	Masse molaire produits	29 g/mol
15	R (J/kg.K)	287
16	Cp (J/kg.K)	1783
17		
18	Question du q maximum	
19	M2	1
20	T02/T02*	1
21	T02	1825
22	q	2448 kJ/Kg



<i>M</i>	T_c/T_c^*	T/T^*	p_0/p_o^*	p/p^*	V/V^*
0.00	0.0000	0.0000	1.2679	2.4000	0.0000
0.02	0.0019	0.0023	1.2675	2.3987	0.0010
0.04	0.0076	0.0092	1.2665	2.3946	0.0038
0.06	0.0171	0.0205	1.2647	2.3880	0.0086
0.08	0.0302	0.0362	1.2623	2.3787	0.0152
0.10	0.0468	0.0560	1.2591	2.3669	0.0237
0.12	0.0666	0.0797	1.2554	2.3526	0.0339
0.14	0.0895	0.1069	1.2510	2.3359	0.0458
0.16	0.1151	0.1374	1.2461	2.3170	0.0593
0.18	0.1432	0.1708	1.2406	2.2959	0.0744
0.20	0.1736	0.2066	1.2346	2.2727	0.0909
0.22	0.2057	0.2445	1.2281	2.2477	0.1088
0.24	0.2395	0.2841	1.2213	2.2209	0.1279
0.26	0.2745	0.3250	1.2140	2.1925	0.1482
0.28	0.3104	0.3667	1.2064	2.1626	0.1696
0.30	0.3469	0.4089	1.1985	2.1314	0.1918
0.32	0.3837	0.4512	1.1904	2.0991	0.2149
0.34	0.4206	0.4933	1.1822	2.0657	0.2388
0.36	0.4572	0.5348	1.1737	2.0314	0.2633
0.38	0.4935	0.5755	1.1652	1.9964	0.2883
0.40	0.5290	0.6151	1.1566	1.9608	0.3137
0.42	0.5638	0.6535	1.1480	1.9247	0.3395
0.44	0.5975	0.6903	1.1394	1.8882	0.3656
0.46	0.6301	0.7254	1.1308	1.8515	0.3918
0.48	0.6614	0.7587	1.1224	1.8147	0.4181
0.50	0.6914	0.7901	1.1141	1.7778	0.4444
0.52	0.7199	0.8196	1.1059	1.7409	0.4708
0.54	0.7470	0.8469	1.0979	1.7043	0.4970
0.56	0.7725	0.8723	1.0901	1.6678	0.5230
0.58	0.7965	0.8955	1.0826	1.6316	0.5489
0.60	0.8189	0.9167	1.0753	1.5957	0.5745
0.62	0.8398	0.9358	1.0682	1.5603	0.5998
0.64	0.8592	0.9530	1.0615	1.5253	0.6248
0.66	0.8771	0.9682	1.0550	1.4908	0.6494
0.68	0.8935	0.9814	1.0489	1.4569	0.6737
0.70	0.9085	0.9929	1.0431	1.4235	0.6975
0.72	0.9221	1.0026	1.0376	1.3907	0.7209
0.74	0.9344	1.0106	1.0325	1.3585	0.7439
0.76	0.9455	1.0171	1.0278	1.3270	0.7665
0.78	0.9553	1.0220	1.0234	1.2961	0.7885
0.80	0.9639	1.0255	1.0193	1.2658	0.8101
0.82	0.9715	1.0276	1.0157	1.2362	0.8313
0.84	0.9781	1.0285	1.0124	1.2073	0.8519
0.86	0.9836	1.0283	1.0095	1.1791	0.8721
0.88	0.9883	1.0269	1.0070	1.1515	0.8918
0.90	0.9921	1.0245	1.0049	1.1246	0.9110

A lire dans le tableau
pour T02/T02*

M2	0,429
----	-------

T2/T2*	0,6710
P02/P02*	1,1439
P2/P2*	1,9075
V2/V2*	0,3518

T2	1029
P2	122565
V2	276
M2	0.46
P02/P01	0.95
rho	0.415 kg/m ³

5% pertes de pression totale associées aux irréversibilités du transfert de chaleur

	Propriétés en entrée de CD		Propriétés au col		Propriétés en sortie de tuyère				
25	Température (K)	T5	1029	Température (K)	Tt	956	Température (K)	T6	
26	Pression (Pa)	P5	122 565	Pression (Pa)	Pt	79916	Pression (Pa)	P6	
27	Vitesse (m/s)	V5	276,2	Vitesse (m/s)	Vt	575,7	Vitesse (m/s)	V6	
28	Mach	M5	0,4622	Mach	Mt	1,00	On fixe M=1 au col		
29	rho (kg/m3)	rho5	0,415	rho (kg/m3)	rhot	0,292	rho (kg/m3)	rho6	
30	Gamma		1,21	Gamma		1,21	Gamma		
31	Section (m2)	A5	0,117	Section (m2)	At	0,086	Section (m2)	A6	
32	Débit (kg/s)	Q5	13,42	Débit (kg/s)	Qt	14,44	Débit (kg/s)	Q6	
33	Diamètre (m)	d5		Diamètre (m)	dt		Diamètre (m)	d6	
34									
35									
36	T5/T0		0,9747	Tt/T0		0,9050	P6/P0	0,04990361	
37	P5/P0		0,8627	Pt/P0		0,5625	Mach associé	2,549	
38	A5/A*		1,361	At/A*		1,000	T6/T0	0,5944	
39							A6/A*	3,583	
40	T0		1056					Fixé par la géométrie on déduit le Mach de sortie	
41	P0		142064						
42									
43									
54									
55									
56									

Etude Hors Design | Diffuseur Subsonique | Combustion

CD



Feuille de calcul pour M=3 à 25 km

1	Propriétés en entrée du diffuseur		
2	Température (K)	T3	575
3	Pression (Pa)	P3	51 741
4	Vitesse (m/s)	v3	301,3
5	Mach	M3	0,6267
6	Gamma		1,4
7			
8	T3/T0	0,9272	
9	P3/P0	0,7675	
10	A3/A3*	1,159	

Propriétés en sortie du diffuseur		
Température (K)	T4	610,0
Pression (Pa)	P4	63 581
Vitesse (m/s)	v4	143,8
Mach	M4	0,290542
Gamma		1,4

A4/A3 1,80775867

On connaît A4/A3 et A4/A3 = A4/A* x A3/A* = 1,808 donc A4/A* = 1,808 * A3/A*

T4/T0	0,9834	A4/A3	1,808
P4/P0	0,9431		
A4/A4*	2,0944	On trouve la Mach associé à ce rapport	

Relations pour un écoulement compressible isentropique d'un gaz parfait en régime permanent Quasi 1D

$$\frac{A_1}{A_1^*} = \frac{1}{M_1} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{\left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\frac{T_1}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{-1} \quad \text{avec } T_{01} = T_{02}$$

$$\frac{P_1}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad \text{avec } P_{01} = P_{02}$$

1	Propriétés en entrée de la chambre
2	Température (K) T1 609,9658
3	Pression (Pa) P1 63 581
4	Vitesse (m/s) v1 ou Mach 0, 143,8
5	Combustion (kJ/kg) q 884
6	
7	Propriétés du mélange air carburant
8	gamma 1,4
9	R (J/kg.K) 287
10	Cp (J/kg.K) 2000

T01	615,1
T02	1057
M1	0,291
T01/T01*	0,3295
T1/T1*	0,3889
P01/P01*	1,2023
P1/P1*	2,1463
V1/V1*	0,181183

A lire dans le tableau pour T02/T02*

M2	0,426
T2/T2*	0,6649
P02/P02*	1,1453
P2/P2*	1,9135
V2/V2*	0,3475

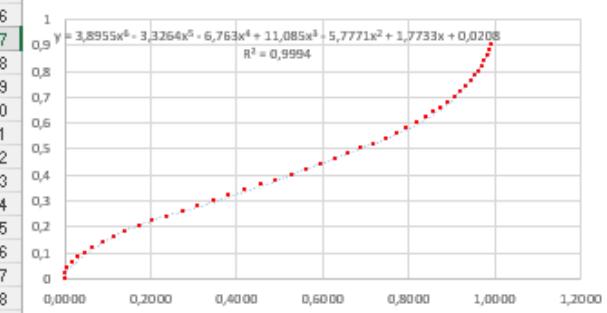
12	Propriétés des produits
13	gamma 1,21
14	Masse molaire produits 29 g/mol
15	R (J/kg.K) 287
16	Cp (J/kg.K) 1783
17	
18	Question du q maximum
19	M2 1
20	T02/T02* 1
21	T02 1867
22	q 2503 kJ/Kg
23	

A lire dans le tableau pour M1

M	T_p/T_{p*}	T/T^*	P_p/P_{p*}	P/P^*	V/V^*
0,00	0,0000	0,0000	1,2679	2,4000	0,0000
0,02	0,0019	0,0023	1,2675	2,3987	0,0010
0,04	0,0076	0,0092	1,2665	2,3946	0,0038
0,06	0,0171	0,0205	1,2647	2,3880	0,0086
0,08	0,0302	0,0362	1,2623	2,3787	0,0152
0,10	0,0468	0,0560	1,2591	2,3669	0,0237
0,12	0,0666	0,0797	1,2554	2,3526	0,0339
0,14	0,0895	0,1069	1,2510	2,3359	0,0458
0,16	0,1151	0,1374	1,2461	2,3170	0,0593
0,18	0,1432	0,1708	1,2406	2,2959	0,0744
0,20	0,1736	0,2066	1,2346	2,2727	0,0909
0,22	0,2057	0,2445	1,2281	2,2477	0,1088
0,24	0,2395	0,2841	1,2213	2,2209	0,1279
0,26	0,2745	0,3250	1,2140	2,1925	0,1482
0,28	0,3104	0,3667	1,2064	2,1626	0,1696
0,30	0,3469	0,4089	1,1985	2,1314	0,1918
0,32	0,3837	0,4512	1,1904	2,0991	0,2149
0,34	0,4206	0,4933	1,1822	2,0657	0,2388
0,36	0,4572	0,5348	1,1737	2,0314	0,2633
0,38	0,4935	0,5755	1,1652	1,9964	0,2883
0,40	0,5290	0,6151	1,1566	1,9608	0,3137
0,42	0,5638	0,6535	1,1480	1,9247	0,3395
0,44	0,5975	0,6903	1,1394	1,8882	0,3656
0,46	0,6301	0,7254	1,1308	1,8515	0,3918
0,48	0,6614	0,7587	1,1224	1,8147	0,4181
0,50	0,6914	0,7901	1,1141	1,7778	0,4444
0,52	0,7199	0,8196	1,1059	1,7409	0,4708
0,54	0,7470	0,8469	1,0979	1,7043	0,4970
0,56	0,7725	0,8723	1,0901	1,6678	0,5230
0,58	0,7965	0,8955	1,0826	1,6316	0,5489
0,60	0,8189	0,9167	1,0753	1,5957	0,5745
0,62	0,8398	0,9358	1,0682	1,5603	0,5998
0,64	0,8592	0,9530	1,0615	1,5253	0,6248
0,66	0,8771	0,9682	1,0550	1,4908	0,6494
0,68	0,8935	0,9814	1,0489	1,4569	0,6737
0,70	0,9085	0,9929	1,0431	1,4235	0,6975
0,72	0,9221	1,0026	1,0376	1,3907	0,7209
0,74	0,9344	1,0106	1,0325	1,3585	0,7439
0,76	0,9455	1,0171	1,0278	1,3270	0,7665
0,78	0,9553	1,0220	1,0234	1,2961	0,7885
0,80	0,9639	1,0255	1,0193	1,2658	0,8101
0,82	0,9715	1,0276	1,0157	1,2362	0,8313
0,84	0,9781	1,0285	1,0124	1,2073	0,8519
0,86	0,9836	1,0283	1,0095	1,1791	0,8721
0,88	0,9883	1,0269	1,0070	1,1515	0,8918
0,90	0,9921	1,0245	1,0049	1,1246	0,9110

5% pertes de pression totale associées aux irréversibilités du transfert de chaleur

M=f(T0/T0*)



24	Propriétés en entrée de CD			Propriétés au col			Propriétés en sortie de tuyère		
25	Température (K)	T5	1043	Température (K)	Tt	968	Température (K)	T6	636
26	Pression (Pa)	P5	56 685	Pression (Pa)	Pt	36960	Pression (Pa)	P6	3 279
27	Vitesse (m/s)	V5	275,8	Vitesse (m/s)	Vt	579,6	Vitesse (m/s)	V6	1197,4
28	Mach	M5	0,4586	Mach	Mt	1,00	Mach	M6	2,5494
29	rho (kg/m3)	rho5	0,190	rho (kg/m3)	rhot	0,133	rho (kg/m3)	rho6	0,018
30	Gamma		1,21	Gamma		1,21	Gamma		1,21
31	Section (m2)	A5	0,117	Section (m2)	At	0,086	Section (m2)	A6	0,308
32	Débit (kg/s)	Q5	6,12	Débit (kg/s)	Qt	6,63	Débit (kg/s)	Q6	6,63
33	Diamètre (m)	d5		Diamètre (m)	dt		Diamètre (m)	d6	
34									
35									
36	T5/T0		0,9747	Tt/T0		0,9050	P6/P0		0,04990361
37	P5/P0		0,8627	Pt/P0		0,5625	Mach associé		2,549
38	A5/A*		1,361	At/A*		1,000	T6/T0		0,5944
39							A6/A*		3,583
40	T0		1070						
41	P0		65703						
42									
43									
44									
45									
46									
47									
48									
49									
50									
51									
52									
53									
54									
55									
56									
57									
58									
59									
60									

On fixe M=1 au col

Poussée 6338,44978 Newton

Fixé par la géométrie on en déduit le Mach de sortie