

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE

Université de Mohamed El-Bachir El-Ibrahimi - Bordj Bou Arreridj

Faculté des Sciences et de la technologie

Département génie mécanique

Mémoire

Présenté pour obtenir

LE DIPLOME DE MASTER

Filière : Génie mécanique

Spécialité : énergétique

Par

- **BECHAMI Abdelkader**
- **KERRIOU Khaled Salim**

Intitulé

*Simulation de la combustion supersonique dans une
chambre de combustion scramjet*

Soutenu le : 11 / 07 / 2022

Devant le Jury composé de :

<i>Nom & Prénom</i>	<i>Grade</i>	<i>Qualité</i>	<i>Etablissement</i>
<i>Dr. TAYEBI Tahar</i>	<i>MCA</i>	<i>Président</i>	<i>Univ-BBA</i>
<i>Mr. SAIDANI Lyamine</i>	<i>MAA</i>	<i>Encadreur</i>	<i>Univ-BBA</i>
<i>Dr. BELFEGAS Billal</i>	<i>/</i>	<i>Co-Encadreur</i>	<i>Univ-BBA</i>
<i>Dr. GOUIDMI Hamza</i>	<i>MCA</i>	<i>Examineur</i>	<i>Univ-BBA</i>

Année Universitaire 2021/2022

Dédicaces

Nous dédions ce travail a nos familles pour nous avoir épaulé moralement tous les jours dans la construction de ce mémoire.

Aussi a tous nos amis pour leur soutien moral tout au long de la préparation de ce mémoire.

Remerciements

En premier lieu nous remercions notre dieu le tout puissant de nous avoir donné le courage de poursuivre nos études, et de nous avoir guidé au chemin de la réussite.

Nous offrons premièrement de sincères et chaleureux remerciements à nos promoteurs pour nous avoir encadré durant ce travail, pour leurs aides et leurs attentions exceptionnels, pour leurs disponibilités lors de ce travail.

Nous remercions tous nos enseignants du département de Génie mécanique.

Nous tenons à remercier les membres de jury qui nous ont fait l'honneur de présider et d'examiner ce modeste travail.

Nous remercions enfin tous qui nous soutiennent d'une manière ou d'une autre dans tout ce que nous entreprenons

Nomenclatures

SYMBOLES ROMAINS :

a	Vitesse de son [m/s]
M	Masse moléculaire [kg/mol]
ρ	Densité [kg/m³]
p	Pression [pa]
v	Volume [m³]
T	Température [k]
R	Constante du gaz [J/mol.K]
\bar{R}	Constante universelle des gaz (8.314) [J/mol.k]
T_0	Température totale [K]
ρ_0	Densité totale [kg/m³]
p_0	Pression totale [Pa]
Ma	Nombre de Mach
γ	Ratio des chaleurs spécifique
m	Masse [kg]
\dot{m}	Débit massique [kg/s]
\dot{m}_f	Débit massique du carburant[kg/s]
c_f	Coefficient de friction
C_p	Capacité calorifique à pression constante [kJ/kg.K]
E	Énergie [J]
E_a	Énergie d'activation [J]
f	Rapport Carburant/Air
f_{st}	Rapport Carburant/Air Stœchiométrique
F	Force [N]
L	Longueur ou Largeur [m]
n	Nombre de mole [mol]
τ_w	Taux de cisaillement qui agit sur la surface [N/m²]
q	Pression dynamique [Pa]

T'_L	Température laminaire de référence [K]
T_{Lm}	Température laminaire au mur [K]
T'_T	Température turbulente de référence [K]
T_{Tm}	Température turbulente au mur [K]
h	Enthalpie [J]
H	Enthalpie totale [J]
X	Fraction Molaire
Y	Fraction massique
V_k	La vitesse de diffusion de l'espèce [m/s]
\dot{w}_k	Le taux de production de l'espèce
D_K	Le coefficient de diffusion de l'espèce [m²/s]
$f_{k,j}$	La force de volume agissante sur l'espèce
τ_{ij}	Le tenseur visqueux
δ_{ij}	Le symbole de Krönecer
Q_j	Le taux de progression de la réaction
K	Taux directs et inverse de la réaction
T_{aj}	Température d'activation de la réaction j [k]
Re	Nombre de Reynolds
F_{VL}	Force visqueuse laminaire [N]
F_{VT}	Force visqueuse turbulente [N]
x, y, z	Composantes de position [m]
A	Surface [m²]
U	Composante de vitesse [m²/s]
μ	Viscosité dynamique [pa.s]
Q	Quantité de chaleur [J]
W	Travail [J]
Y	Espèce chimique du mélange

INDICES:

θ	Angle de paroi [deg]
β	Angle d'onde de choc [deg]
α	Angle de mach ou angle d'attaque [deg]
δ	Angle de déflexion [deg]
ϕ	Rapport d'équivalence
k	Espèce
η_c	Rendement de combustion
j	Réaction
mix	État du mélange
n	Composante normale d'une onde de choc
o	État de stagnation
st	État stœchiométrique
'	Côté réactif de la réaction chimique
''	Côté produit de la réaction chimique
f	Fuel

Liste des figures

Chapitre 01 : Recherche bibliographique

Figure 1.1. Configuration de la chambre de combustion d'un statoréacteur.	5
Figure1.2. Schéma de principe du moteur scramjet testé en soufflerie moteur.	6
Figure 1.3. Schéma de la chambre de combustion supersonique utilisée.	7
Figure1.4. Illustration schématique de la chambre de combustion scramjet simulée.	7
Figure1.5. Modèle du moteur scramjet.	8
Figure 1.6. Diagramme schématique du modèle de chambre de combustion scramjet.	8
Figure 1.7. Configuration de la cavité utilisée.	9
Figure 1.8. Illustration schématique d'un scramjet bi mode.	10
Figure 1.9. Principe de la chambre_de combustion Scramjet_bi mode a base d'entretoise.	10
Figure 1.10. Vue schématique du moteur scramjet M12-02 et de ses injecteurs.	11
Figure 1.11. Schéma de postcombustion scramjet.	11
Figure I.12. Profil du moteur scramjet.	12
Figure 1.13. Schéma de la chambre de combustion à double cavité Scramjet choisi.	13
Figure1.14. Structure du moteur scramjet.	14
Figure I.15 Refroidissement régénératif/refroidissement par film pour moteur scramjet.	15
Figure I.16. Schéma d'un moteur scramjet refroidi par régénération.	16
Figure 1.17. Modèle de chambre de combustion scramjet avec géométrie d'expansion de la paroi arrière.	17
Figure 1.18. Principe de la chambre de combustion utilisée.	18
Figure 1.19. Vue du domaine utilisé.	19
Figure 1.20 Schéma de la chambre de combustion DLR scramjet.	20
Figure 1.21. Schéma de la combustion scramjet pour le double contrefiche avec marches vers l'arrière.	20
Figure 1.22. Chambre de combustion supersonique assistée par cavité avec double entretoise en forme de losange.	21

Chapitre 02 : Généralités sur la propulsion

Figure 2.1. Lanceur aérospatial Ariane 6.	25
Figure 2.2. Motopropulseur.	26
Figure 2.3. Schéma d'un turboréacteur.	26
Figure 2.4. Schéma d'un statoréacteur.	27
Figure 2.5. Impulsion spécifique par rapport au nombre de mach pour différent types de moteurs.	28
Figure 2.6. Options du système de propulsion en fonction du nombre de Mach.	29
Figure 2.7. Le griffon II (1957-1961) .	30
Figure 2.8. L'Hyper-X-43 (2000) .	31
Figure 2.9. Principe de fonctionnement d'un statoréacteur supersonique.	31
Figure 2.10. Les processus physiques et chimiques de la combustion supersonique en fonction de temps.	32
Figure 2.11. Cavité forme circulaire.	33
Figure 2.12. Cavité forme carrée.	33
Figure 2.13. Cavité forme trapézoïdal.	33

Chapitre 03 : Modélisation mathématique et numérique

Figure 3.1. Schéma d'une onde de choc oblique.	37
Figure 3.2. Schéma d'une onde d'expansion.	38

Chapitre 04 : Résultats et discussion

Figure 4.1. Schéma du domaine de calcul 2D d'une chambre de combustion à double cavité.	50
Figure 4.2. Maillage rectangulaire de la chambre de combustion à double cavité.	51
Figure 4.3. Distribution de la pression statique au long de la paroi.	52
Figure 4.4. Champs de densité.	52
Figure 4.5. Champs de température statique.	53

Figure 4.6. Champs de pression statique.	54
Figure 4.7. Champs de densité.	54
Figure 4.8. Champs de température statique.	56
Figure 4.9. Champs de nombre de mach.	57
Figure 4.10. Champs de vitesse.	57
Figure 4.11. Champs de fraction molaire.	58
Figure 4.12. Champs de fraction massique.	58
Figure 4.13. Distribution de température au milieu de cavité.	59
Figure 4.14. Distribution de vitesse au milieu de cavité.	59
Figure 4.15. Rendement de combustion pour différentes pressions d'injection.	60
Figure 4.16. Champs de pression statique.	62
Figure 4.17. Champs de densité.	62
Figure 4.18. Champs de température statique.	63
Figure 4.19. Champs de nombre de mach.	64
Figure 4.20. Champs de vitesse magnitude.	64
Figure 4.21. Champs de fraction molaire.	66
Figure 4.22. Champs de fraction massique.	66
Figure 4.23. Rendement de combustion pour différentes d'angles d'injection.	67
Figure 4.24. Différent paramètre (pression, température, nombre de mach, vitesse, fraction massique et molaire) pour le kérosène.	68

Liste des tableaux

Tableau 3.1 : Paramètres de débit pour les différents mécanismes H ₂ -air	48
Tableau 4.1 : Les conditions aux limites employées dans le modèle de la validation.....	51
Tableau 4.2 : Variation des conditions aux limites de l'entrée du carburant (variation dans la pression totale d'injection de l'hydrogène)	53
Tableau 4.3 : Variation des conditions aux limites de l'entrée du carburant (variation dans la l'angles d'injection de l'hydrogène)	61

Table des matières

Remerciements

Dédicaces

Nomenclature

Liste des figures

Liste des tableaux

Introduction générale 1

Chapitre 01 : Recherche bibliographique

1.1 Introduction 3
1.2 Travaux antérieurs 4
1.3 Conclusion 23

Chapitre 02 : Généralités sur la propulsion

2.1 Introduction 24
2.2 Moteur-fusée 25
2.3 Moteur à piston : 25
2.4 Turbomoteur de propulsion aéronautique 26
2.5 Statoréacteurs (Ram jet et scramjet) 27
 2.5.1 Définition d'un statoréacteur 27
 2.5.2 Application de statoréacteur 27
 2.5.3 Les avantages et les inconvénients de S.S. statoréacteur 29
2.6 Problématique de la combustion en régime d'écoulement supersonique 30
 2.6.1 Bref historique sur l'avènement des statoréacteurs 30
 2.6.2 Principe et conditions de fonctionnement d'un statoréacteur supersonique 31
 2.6.3 La problématique 32
2.7 Cavités utilisées pour les scramjets 32
 2.7.1 Définition d'une cavité : 32
 2.7.2 Les différentes types des cavités utilisées dans les scramjets 33
2.8 Conclusion 33

Chapitre 03 : Modélisation mathématique et numérique

3.1. Introduction	35
3.2. Ecoulement supersonique	36
3.2.1. Gaz Parfait	36
3.2.2. Écoulement isentropique	36
3.2.3. Ondes de choc obliques	37
3.2.4. Onde de compression ou d'expansion en 2D	38
3.2.5 Forces visqueuses en 2D	39
3.2.6. Mélange entre deux fluides :	40
3.3. Combustion supersonique	41
3.3.1 Equations de la combustion	41
3.3.2. Equations de conservation de masse et d'espèces	44
3.3.3. Equations de la quantité de mouvement	44
3.3.4. Equations de la conservation d'énergie	45
3.3.5. Cinétique chimique	45
3.3.6. Rendement de combustion	45
3.4. Modélisation numérique	46
3.4.1. Modélisation de la combustion	47

Chapitre 04 : Résultats et discussion

4.1. Introduction	49
4.2. Description de la géométrie	49
4.3. Maillage	50
4.4. Conditions aux limites	50
4.5. Validation des résultats	51
4.6. Résultats et discussion	52
4.6.1. Variation de la pression d'injection d'Hydrogène	52
4.6.2. Variation d'angle d'injection de l'Hydrogène	60
4.6.3. Utilisation d'autre combustible (Kérosène)	67
4.7. Conclusion	67

Conclusion générale

70

I Introduction Générale

Les enjeux de la combustion sont nombreux et il en sera certainement ainsi tant qu'elle sera le principal moyen de libérer l'énergie dont nous avons besoin. La connaissance fondamentale de la combustion est par conséquent une condition indispensable à toute optimisation des techniques auxquelles elle est associée, que cela soit pour des raisons économiques et aujourd'hui plus encore pour des raisons écologiques et de sécurité. Avec l'avènement de moyens numériques toujours plus performants, la modélisation apparaît comme un outil indispensable pour comprendre et prévoir les phénomènes de la combustion [1].

Dans le domaine des transports aéronautiques et spatiaux, pour répondre à la question fondamentale : « comment propulser un engin plus loin, plus vite et plus efficacement ? », de nombreuses études ont été réalisées, depuis déjà plusieurs décennies, afin de développer un moteur aérobie qui utiliserait l'hydrogène moléculaire comme combustible, pour atteindre des vitesses supersoniques voire hypersoniques. Du point de vue de la combustion, le problème majeur posé pour la réalisation de ce type de moteur est celui du rendement énergétique lié à l'efficacité de la combustion. Celle-ci est limitée, en raison des très grandes vitesses d'écoulement dans la chambre de combustion, par la dynamique de mélange des réactifs et par la cinétique réactionnelle [1].

A une vitesse de vol supérieure à Mach 6, l'air entrant dans la chambre de combustion doit être supersonique pour éviter la dissociation excessive des gaz. En conséquence, le temps disponible pour l'injection du carburant, le mélange fuel-air et la combustion est très court. De nombreuses études ont été effectuées et différentes stratégies d'injection ont été suggérées pour surmonter les limitations imposées par le court temps de séjour [2].

Le but du présent travail est d'étudier l'effet de la variation des conditions aux limites d'admission de l'hydrogène comme un combustible et leur angle d'injection avec l'utilisation d'autre combustible (Kérosène) sur le champ d'écoulement de combustion de la chambre de combustion scramjet à double cavité.

Faisant suite à la présente introduction, le contenu de ce mémoire est organisé autour de quatre chapitres principaux.

- ✚ Une recherche bibliographique est présentée dans le premier chapitre.

Introduction Générale

✚ Le deuxième chapitre décrit une description générale sur la propulsion

Introduction Générale

✚ Le troisième chapitre présente le modèle mathématique et la résolution numérique des équations gouvernantes.

✚ Le quatrième chapitre présente les discussions et les interprétations des résultats.

On termine cette étude par une conclusion générale.

Références Bibliographiques :

[1] JAVOY, Sandra. Détermination de constantes de vitesse de réactions chimiques élémentaires importantes dans la combustion de l'hydrogène en régime d'écoulement supersonique. 2001. Thèse de doctorat. Université d'Orléans.

[2] BEN-YAKAR, Adela et HANSON, Ronald K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview. *Journal of propulsion and power*, 2001, vol. 17, no 4, p. 869-877.

Chapitre 1

Recherche Bibliographique

Sommaire

1.1 Introduction	4
1.2 Travaux antérieurs	5
1.3 Conclusion.....	21

1.1 Introduction

Les technologies de vol supersonique/hypersonique sont devenues des points d'intérêt dans le domaine de la technologie aérospatiale internationale. Le développement et l'application de véhicules supersoniques/hypersoniques revêtent une grande importance stratégique pour la prochaine génération de transport atmosphérique. Le moteur aérobie supersonique est un élément clé des véhicules hypersoniques. Lorsque le nombre de Mach de vol de l'avion dépasse cinq, pour éviter une perte aérodynamique et une dissociation excessive de l'oxygène et de l'azote dans le flux d'air, le flux d'air dans la chambre de combustion doit être maintenu à la vitesse supersonique. Le carburant est injecté dans le flux d'air supersonique dans la chambre de combustion du moteur à air supersonique et se mélange à l'air local, ce qui entraîne une combustion supersonique. Le processus de combustion associé s'achève en quelques millisecondes [1].

Le concept du statoréacteur à combustion supersonique (scramjet) a été proposé par Antonio Ferri dans les années 1950. Sur la base de ce concept, la configuration du moteur a été améliorée grâce à la recherche et la structure a finalement été formée. Ce moteur principalement se compose de trois parties une entrée, une chambre de combustion et une buse.

Ainsi, ce moteur a une configuration géométrique simple et est dépourvu des pièces rotatives complexes qui sont utilisées dans la turbomachine. Contrairement au statoréacteur, il n'y a pas de gorges physiques dans le scramjet pur puisque les flux ont une vitesse supersonique dans le passage interne. Le concept de combustion supersonique a été démontré avec succès pour la première fois dans des conditions de laboratoire dans les années 1960 [1]. Bien que le moteur prototype ait été testé en soufflerie et que les caractéristiques de combustion correspondantes aient été mesurées, la vérification en vol n'a été achevée que dans les années 1970, lorsque le centre de recherche de La NASA a lancé une série de projets de recherche dans le but de développer le fuselage intégré de moteur scramjet et la conception d'un véhicule hypersonique avec un nombre de Mach de vol de 7. L'institut central des moteurs d'aviation (CIAM) a conçu un moteur scramjet bi-mode avec de l'hydrogène et a effectué son premier essai en vol en 1991. Après cela, la recherche institutions du monde entier a effectué de nombreux tests au sol et en vol. Le nombre de Mach de vol a été augmenté et des progrès significatifs ont été réalisés.

1.2 Travaux antérieurs

Le succès du futur transport aérien à grande vitesse dépendra fortement du développement des moteurs de propulsion hypersoniques à air respirable. En 2005 (**J-Yeol Choi et al**) [2] ont fait une analyse numérique complète pour les écoulements réactifs et non réactifs dans la chambre de combustion d'un statoréacteur avec et sans cavité. L'injection transversale d'hydrogène est considérée sur une large gamme de pression d'injection. Le rapport d'équivalence correspondant du mélange global combustible/air varie de 0.167 à 0.50. Ce travail présente une résolution détaillée de la dynamique de l'écoulement et de la flamme dans la chambre de combustion, ce qui n'était pas le cas jusqu'à présent, ce qui n'était pas disponible dans la plupart des études précédentes. En particulier, les caractéristiques de l'écoulement oscillatoire sont capturées à une échelle suffisante pour identifier les mécanismes physiques sous-jacents. Une grande partie de l'instabilité de l'écoulement est liée non seulement à la cavité, mais aussi à l'instabilité intrinsèque du champ d'écoulement. Les interactions entre l'écoulement instationnaire et l'évolution de la flamme peuvent causer une grande excursion de l'oscillation de l'écoulement. Les rôles de la cavité, de la pression d'injection et du dégagement de chaleur dans la détermination de la dynamique de l'écoulement sont examinés systématiquement.

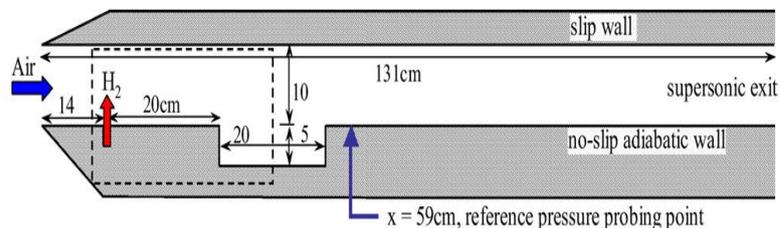


Figure 1.1 : Configuration de la chambre de combustion d'un statoréacteur [2].

D'abord, les essais du moteur et le code CFD sont décrits en premier lieu. L'évolution dans le temps des radicaux hydroxyles a été étudiée par (**T. Mitani et T. Kouchi**) [3] pour comprendre l'auto-inflammation et l'évolution en amont de la combustion dans le moteur. L'auto-inflammation s'est produite à partir de la section du capot à 0,1 ms après la fin du mélange de carburant. Les zones de réaction se sont propagées vers l'amont à des vitesses d'environ 500 m/s et ont atteint les marches arrière de la chambre de combustion 1 ms après l'auto-inflammation. Les solutions en régime permanent ont montré de petites flammes autour des jets de carburant individuels dans la chambre de combustion et un courant de flammes de diffusion à grande échelle dans le moteur. La combustion sonique a été réalisée de manière autonome dans la chambre de combustion, ce qui a permis de délivrer une poussée maximale

de 2250 N en condition stœchiométrique. Les variations de l'efficacité de la combustion ont indiqué que la performance de la combustion était déterminée dans une région étroite d'une longueur de 0,15 m dans la chambre de combustion et que la combustion en aval du moteur était contrôlée par une grande flamme de diffusion. Les résultats trouvés par les calculs CFD nous permettent non seulement d'améliorer les performances du moteur mais aussi d'optimiser les calculs pour les moteurs à statoréacteur.

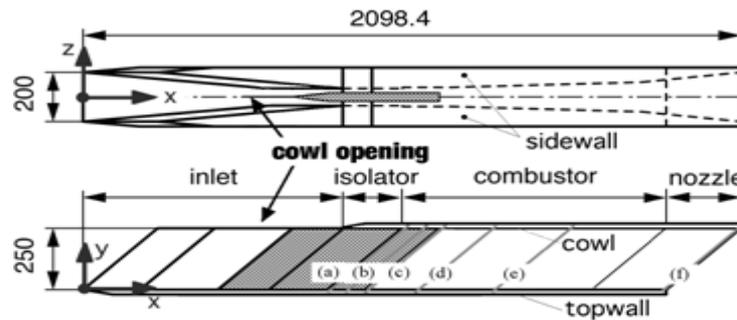


Figure 1.2 : Schéma de principe du moteur scramjet testé en soufflerie moteur [3].

En plus, (M. Berglund et al) [4] ont étudié la combustion supersonique dans un modèle de moteur scramjet, la simulation aux grandes échelles (LES) a été utilisée pour examiner l'écoulement supersonique et la combustion dans un modèle de chambre de combustion scramjet. Le modèle LES est basé sur une discrétisation en volume fini non structurée, utilisant la reconstruction totale du flux décroissant, des équations filtrées de continuité, de quantité de mouvement, d'enthalpie et de scalaire passif/réactif, utilisées pour décrire le processus de combustion. La configuration utilisée est similaire au scramjet de laboratoire de l'Institut de propulsion chimique du Centre aérospatial allemand (DLR) et consiste en un canal divergent unilatéral avec un accroche-flamme en forme de coin à la base duquel de l'hydrogène est injecté. Ils ont étudié l'écoulement supersonique avec injection d'hydrogène et l'écoulement supersonique avec injection et combustion d'hydrogène. Aux fins de validation, les résultats du LES sont comparés aux données expérimentales de vitesse et de température à différentes sections.

De plus, des comparaisons qualitatives sont également effectuées entre les images d'ombres prédites et mesurées. Les calculs LES sont capables de prédire raisonnablement bien les champs d'écoulement non réactifs et réactifs – en particulier, Ils ont remarqué que le modèle LES identifie et différencie les particularités des champs d'écoulement trouvés dans les expériences.

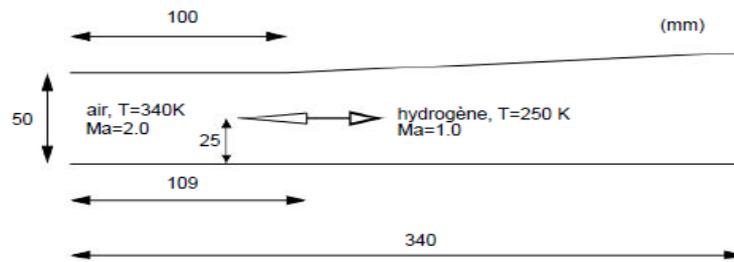


Figure 1.3 : Schéma de la chambre de combustion supersonique utilisé [4].

Ensuite, le scramjet alimenté à l'hydrogène est un candidat pour une utilisation en tant que moteur de l'avion aérospatial pour son impulsion spécifique élevée. Pour améliorer encore la performance d'impulsion spécifique, **(R. Cao et J. Chang)** [5] ont analysé le mode de combustion et le mode de fonctionnement d'un moteur à réaction à hydrogène. Un moteur scramjet avec injection d'hydrogène en deux étapes a été simulé par une méthode numérique à une dimension dans l'accélération de Mach 4 à 7. Trois typiques les modes de combustion (mode scramjet, mode transitionnel et mode statoréacteur) pourraient être atteints en modifiant la quantité totale de carburant ajoutée ou en ajustant la répartition du carburant entre deux injecteurs. Les résultats de la simulation montrent que de meilleures performances de poussée peuvent être obtenues à mesure que le carburant injecté au niveau de l'injecteur de carburant amont que possible, tout en assurant la sécurité du moteur. Du point de vue de la maximisation spécifique des impulsions, une combustion scramjet optimale la base de données des modes a été présentée et la limite de la transition du mode de combustion déterminé. Pendant ce temps, un itinéraire de fonctionnement optimal a également été suggéré pour le fonctionnement des scramjet dans cette étude.

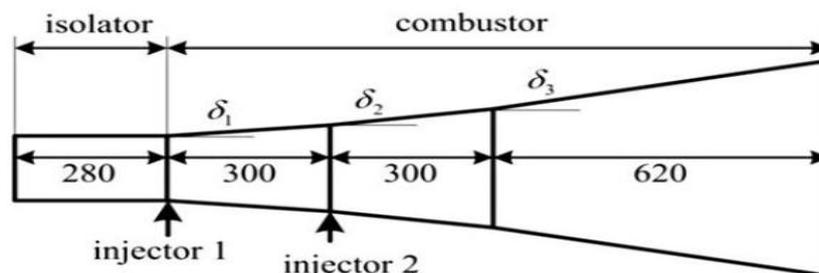


Figure 1.4 : Illustration schématisée de la chambre de combustion scramjet simulée [5].

R. Cao et J. Chang retournes, [6] ont étudié l'analyse de la combustion de mode de La transition pour un moteur scramjet alimenté à l'hydrogène. Afin d'identifier les différences entre les cycles en mode Scram et Ram en mode propulsif et les performances économiques

pour la sélection et l'optimisation des modes de fonctionnement, l'analyse du cycle thermodynamique a été réalisée avec un moteur à réaction bi mode. Il a été trouvé à travers l'analyse comparative que l'impulsion spécifique du cycle en mode Ram était supérieure à celle du cycle en mode Scram pour répondre à l'exigence de poussée spécifique. Du point de vue de l'optimisation des performances, la transition du mode de combustion dans un moteur Scramjet bi-mode devrait se produire dans la plage du nombre de Mach 6 à 7. Il ont donc été conclu qu'un double mode le moteur scramjet doit fonctionner autant que possible au cycle en mode Ram lorsque le nombre de Mach de vol est inférieur à 6, et la transition de mode de combustion entre le cycle en mode Ram et le cycle en mode Scram doivent avoir lieu dans la plage de vol Mach numéro 6 à 7.

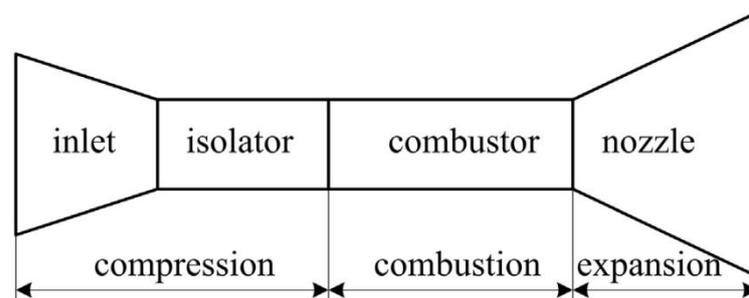


Figure 1.5. Modèle du moteur scramjet [6].

Aussi, en 2014 (**H. Ouyang, W. Liu et M. Sun**), [7] ont fait une étude expérimentale et numérique sur l'influence du pylône et de la jambe de force dans le courant sur les performances de la chambre de combustion scramjet. Cet article présente les résultats d'investigations expérimentales et numériques sur l'influence du pylône et de la contrefiche dans le courant sur les performances de la chambre de combustion scramjet.

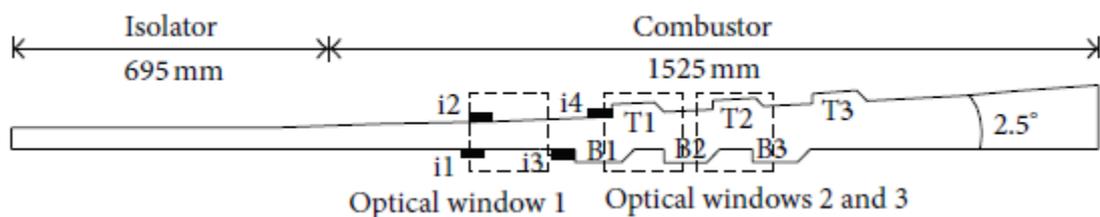


Figure 1.6 : Diagramme schématique du modèle de chambre de combustion scramjet [7].

D'autre part, Dans la même année (**T. Ukai et al 2014**) [8] ont analysé l'incorporation de cavités dans les chambres de combustion supersoniques pour ralentir le débit pour l'injection de carburant et la combustion stable qui en résulte. Pour comprendre la physique des

écoulements à l'intérieur de la chambre de combustion, notamment avec l'injection d'un gaz pour répliquer l'injection de carburant, sont essentiels pour la conception optimale des mécanismes de propulsion supersonique. Le développement d'un statoréacteur à combustion supersonique optimal (scramjet) est vital pour la réalisation de véhicules hypersoniques,

Comprendre l'effet de la conception du système d'injection sur les caractéristiques de la stabilisation de la flamme et du mélange air-combustible est un enjeu clé pour le développement des scramjets. C'est parce que le temps de séjour du flux libre supersonique dans la chambre combustion d'un scramjet est extrêmement courte.

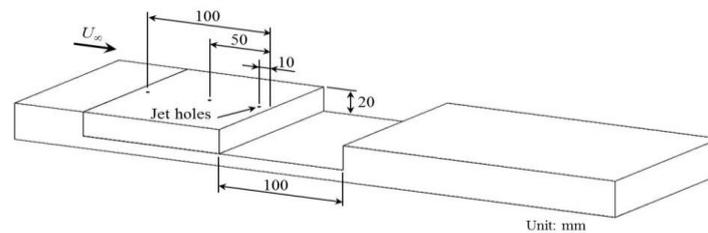


Figure 1.7 : Configuration de la cavité utilisée [8].

Après une année, (Y. TIAN et al 2015) [9] ont étudié l'influence du rapport d'équivalence sur la transition du mode de combustion, ils ont trouvé que la chambre de combustion passait du mode de combustion supersonique au mode de combustion subsonique lorsque le rapport d'équivalence devenait plus grand. Ils ont analysé aussi le mécanisme de la transition de mode de la combustion faible à la combustion intensive. Dans le mode de combustion faible, l'allumage et la combustion du combustible se produisent dans la couche limite de la chambre de combustion. La pression et la température augmentent avec l'augmentation du débit de combustible pour le dégagement de chaleur du combustible. La région de réaction s'est propagée vers l'amont à travers la couche limite ou par sa séparation lorsque la pression rose large, le mode de combustion intensif avec séparation de la couche limite a été obtenu. Ils ont étudié le fonctionnement en mode statoréacteur de la combustion aval dans une chambre de combustion de moteur bi mode. La combustion subsonique a été atteinte dans la section de conduit droit en aval sans gorge géométrique dans la combustion en aval. De meilleures performances de poussée et de combustion ont été observées dans le mode statoréacteur à combustion amont que dans le mode statoréacteur à combustion amont habituel. Dans le cas du mode statoréacteur à combustion aval, l'injection d'une plus grande quantité de carburant était possible et une grande fonction d'impulsion était atteinte, car la région de séparation ne se trouvait pas loin en amont.

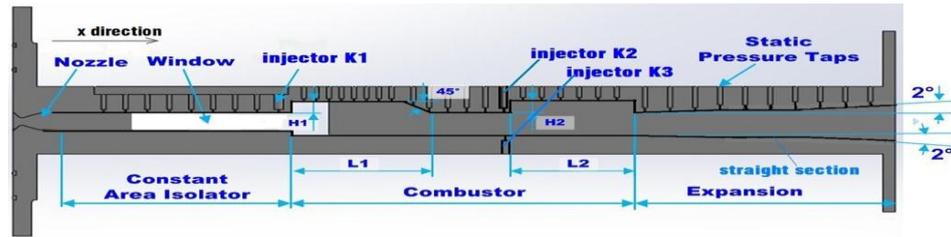


Figure 1.8 : Illustration schématique d'un scramjet bi mode. [9].

En 2016, (W. Huang et L. Yan) [10] fait une étude numérique du mécanisme de transition ram-scram dans une chambre de combustion scramjet bi mode à base d'entretoise. Les modes statoréacteur et scramjet peuvent être réalisés dans la même voie d'écoulement en utilisant l'approche de l'étranglement thermique, et la chambre de combustion statoréacteur bi-mode a attiré une attention croissante. Le mécanisme de transition du mode statoréacteur au mode scramjet dans une chambre de combustion à statoréacteur bi-mode a été évalué numériquement, et les influences des conditions limites à l'entrée de l'isolateur, de la stratégie d'injection et du rapport de pression jet /écoulement transversal sur la transition ont été étudiées. En même temps, l'approche numérique a été validée par un problème de combustion par diffusion turbulente, ainsi que par l'efficacité du mécanisme de réaction chimique hydrogène-air. Les résultats obtenus montrent que les conditions limites d'entrée à l'entrée de l'isolateur et le rapport de pression entre le jet et le flux croisé ont tous deux un impact important sur la transition entre le béliet et l'armature, et l'écoulement en amont de l'armature est subsonique lorsque la pression entre le jet et le flux croisé est suffisamment grande, à savoir 10,0 et 15,0 dans l'étude actuelle. Le point d'étranglement thermique apparaît d'abord au bord d'attaque de l'entretoise, c'est-à-dire presque à $x = 0.25\text{m}$. Le faible nombre de Mach de la veine libre est bénéfique pour le fonctionnement en mode statoréacteur, et le moteur se convertit en mode statoréacteur avec l'augmentation de la vitesse de vol du véhicule. L'influence de la stratégie d'injection employée dans cet article peut être négligée, et la distribution du nombre de Mach en amont du bord d'attaque de la jambe n'a pas été perturbée.

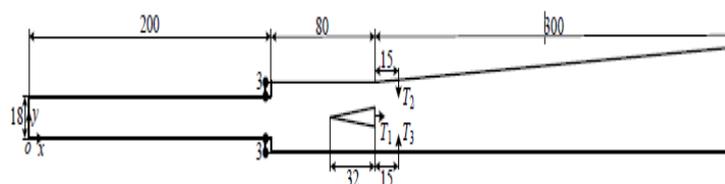


Figure 1.9 : Principe de la chambre de combustion Scramjet bi-mode à base d'entretoise [10].

Dans la même année, (S. Zhang et al) [11] ont étudié numériquement des essais au sol d'un moteur de scramjet alimenté à l'hydrogène utilisant le code commercial de dynamique des fluides numériques (CFD++). Le nombre de Mach simulé était de 12. Un modèle à 7 espèces, 9 réactions a été adopté pour la simulation. Le modèle de turbulence SST à deux équations, qui tient compte des fonctions de paroi, a été utilisé pour gérer la turbulence et la chimie. Les résultats ont été validés en mesurant expérimentalement la distribution de la pression de la paroi et les valeurs obtenues se sont avérées en bon accord. Le modèle d'écoulement à non-réaction/réaction est présenté, ainsi que les résultats de l'analyse de la structure du flamme supersonique pré mix/non pré mix, la distribution du dégagement de chaleur de réaction dans différents modes et le changement du rapport d'équivalence.

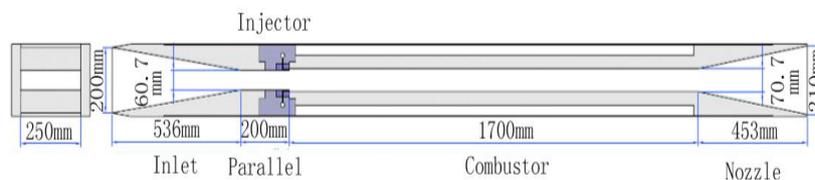


Figure 1.10 : Vue schématique du moteur scramjet M12-02 et de ses injecteurs [11].

En 2018, M. J. Candon et H. Ogawa [12] ont présenté des résultats d'un objectif unique dans l'optimisation de la conception pour un schéma d'injection de carburant à jambe de force en tenant compte de quatre variables de conception avec l'objectif de maximiser l'augmentation de la poussée. Ils ont constaté que la poussée est considérablement augmentée en raison d'une combinaison de contributions des effets aérodynamiques et de combustion. Une meilleure compréhension et des aperçus physiques ont été acquis en effectuant une analyse de sensibilité globale basée sur la variance, scruter les champs d'écoulement des buses, analyser les distributions et contributions des forces agissant sur la paroi de la buse et examen de l'efficacité de la combustion.

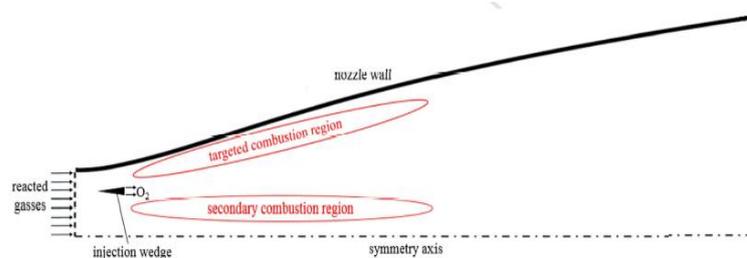


Figure 1.11 : Schéma de postcombustion scramjet [12].

J.W. Kim et O.J. Kwon [13] sont revenus dans la même année avec présentation et modélisation de la combustion incomplète dans un moteur scramjet, un modèle empirique

théorique de chimie divisée a été développé pour décrire le phénomène de combustion incomplète pour les moteurs scramjet. Le modèle a été développé en découplant l'écoulement en deux régions distinctes, à savoir l'imbrûlé et le brûlé, comme dans les écoulements réels de scramjet. Les équations de conservation pour la chambre de combustion et les équations de vitesse pour la tuyère supersonique ont été calculées indépendamment pour ces deux régions en utilisant le rapport de division du volume occupé par le mélange carburant-air par rapport au volume global. Le modèle de chimie divisée a été mis en œuvre dans un solveur d'écoulement unidimensionnel en supposant que l'efficacité de la combustion est connue.

L'effet d'une combustion incomplète sur les performances d'un moteur scramjet alimenté en hydrocarbures a été examiné en réalisant une étude paramétrique le long de l'ensemble du chemin d'écoulement à travers le moteur scramjet, y compris l'entrée, l'isolateur, la chambre de combustion et la tuyère supersonique. Les résultats ont montré que, pour un rendement de combustion de 0.5 avec un rapport d'équivalence global de 0.5, la température globale et les performances de poussée le long du chemin d'écoulement à travers la chambre de combustion et la tuyère diminuent de manière significative en raison d'une combustion incomplète. Ils ont également observé que la composition chimique de la région du combustible seul varie, indépendamment de la variation du rendement de combustion, car le rendement est fonction de l'ampleur de la réaction de combustion et du rapport de division. Ils ont constaté que le modèle de chimie divisée choisi est utile pour décrire la combustion incomplète et qu'il peut être utilisé efficacement pour la conception et l'analyse préliminaires des statoréacteurs.

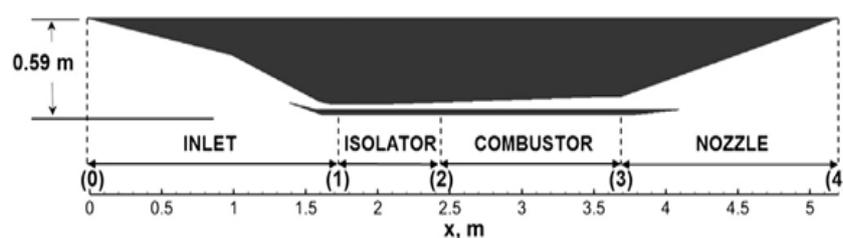


Figure 1.12 : Profil du moteur scramjet. [13].

Au cours de même année **G. Choubey** et **K.M. Pandey** [14] ont présenté un travail de recherche porte sur la simulation numérique de la chambre de combustion d'un statoréacteur à double cavité. En utilisant le modèle de turbulence standard $k-\epsilon$ à deux équations et les modèles de réaction à taux finis/eddy dissipation qui sont à nouveau couplés aux équations de Navier-Stokes moyennées par Reynolds (RANS), pour étudier l'influence de la variation des conditions limites d'entrée de l'air et du carburant H_2 sur la combustion de l'air et du

carburant H_2 sur le champ d'écoulement de combustion du moteur scramjet. Au même temps, les validations de l'approche de calcul actuelle ont été réalisées par rapport à des données expérimentales standard qui ont été utilisées dans le cadre du projet. Ces validations ont été complétées contre des données expérimentales standard qui sont disponibles dans la littérature. Une similarité acceptable est observée entre l'approche numérique choisi et les données expérimentales. Une similitude acceptable est observée entre cette approche et la photographie Schlieren obtenue expérimentalement et la courbe de distribution de la pression. Dans ce travail, 8 cas différents sont étudiés. Parmi eux, les quatre premiers cas sont étudiés pour la variation de la condition limite d'entrée de l'air et les quatre autres cas sont étudiés pour la variation de la condition aux limites d'entrée de l'air. Pour la variation de la condition aux limites d'entrée du combustible H_2 . Les résultats obtenus montrent que les résultats obtenus montrent que la formation d'une région de haute pression autour des cavités pour les cas 3 et 4 aides réellement à pousser une plus grande quantité d'air vers les cavités où il est mélangé avec une quantité adéquate de H_2 pour une combustion correcte et stable, tandis que pour le cas 6, la plupart des phénomènes de combustion s'inscrivent dans un schéma de fonctionnement de la cavité. Des phénomènes de combustion se déroulent dans un petit espace de la chambre de combustion et se produit principalement près de la région de la cavité.

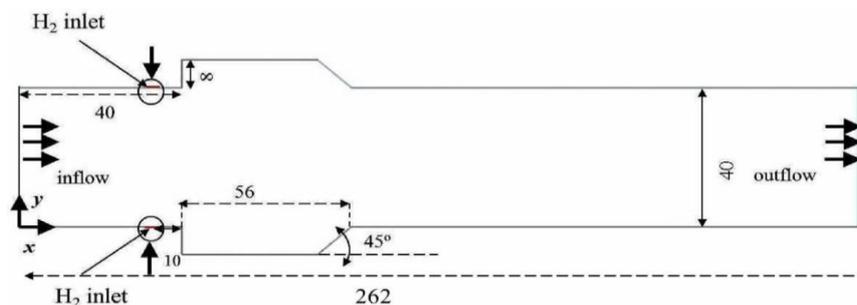


Figure 1.13 : Schéma de la chambre de combustion à double cavité Scramjet choisi [14].

La combustion par pulvérisation supersonique est l'un des processus physico-chimiques les plus importants qui se produisent dans le système de propulsion scramjet, et des recherches connexes peuvent motiver le développement de moteurs scramjet. Cet article publié de la part de **Z. Ren** et **B. Wang** [15] passe en revue les recherches sur la combustion par pulvérisation supersonique qui ont été menées au cours des dernières décennies et se concentre sur les processus physico-chimiques clés et les mécanismes physiques des fluides associés. La combustion par pulvérisation supersonique implique non seulement les processus

typiques de la combustion du combustible liquide, tels que l'atomisation, la dispersion, l'évaporation, le mélange et l'allumage, mais également des interactions complexes entre la pulvérisation, la turbulence, les ondes de choc et les réactions chimiques dans les écoulements supersoniques. Les interactions affectent généralement les performances de combustion en termes d'allumage, de stabilité et d'efficacité. Pour la chambre de combustion supersonique dans le moteur scramjet, les résultats de la recherche et les défis concernant l'écoulement supersonique et la pulvérisation dans les couches de mélange et les jets sont discutés. La stabilisation de la combustion par pulvérisation supersonique et les méthodes de contrôle sont introduites et résumées. Un aperçu des effets des ondes de choc sur la combustion, ainsi que la déflagration et la détonation induites par le choc, est fourni comme un aperçu des progrès de la recherche et du développement puisque les ondes de choc se produisent généralement dans les chambres de combustion supersoniques. Enfin, les défis et les problèmes potentiels rencontrés dans la recherche fondamentale, y compris les modèles et les approches numériques, les techniques expérimentales et les bases de données, et les applications de la combustion par pulvérisation supersonique sont mis en évidence.

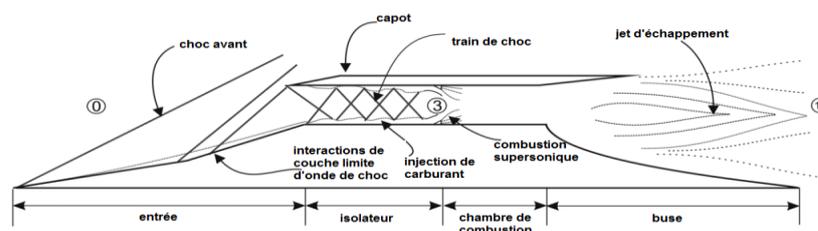


Figure 1.14 : Structure du moteur scramjet [15].

Dans la même année, **J. Zuo** et **S. Zhang** [16] développés une recherche stipule que la protection thermique est considérée comme un défi important pour le moteur scramjet. Une méthode de refroidissement combinée qui combine le refroidissement par film (FC) avec le refroidissement régénératif (RC) au lieu d'un refroidissement régénératif unique pour le moteur scramjet à hydrocarbures en utilisant du carburant hydrocarbure gazeux sortant de la sortie du canal de refroidissement comme liquide de refroidissement a été proposé pour augmenter le nombre de Mach de vol du moteur sans apporter un carburant supplémentaire à bord. Un modèle unidimensionnel (1-D) du refroidissement combiné en termes de combustion supersonique dans la chambre de combustion et de réaction de craquage dans les canaux de refroidissement régénératif a été construit et validé afin d'évaluer ses performances. Les résultats des calculs indiquent que la température de la paroi du moteur peut être réduite de manière significative avec R.C. /F.C. et le nombre de Mach de vol du moteur peut être

augmenté de près de 8% sous le débit de carburant stœchiométrique lorsque la limite matérielle de la paroi du moteur est fixée à 1300 K. Ils ont constaté que l'effet de la température d'entrée du film sur les performances de refroidissement peut être ignoré en raison de la température totale élevée du flux principal, tandis que la direction du flux à l'intérieur du canal de roucoulement aura des effets significatifs sur les performances de refroidissement du RC/FC. Le flux de chaleur imposé sur la paroi du moteur est moins uniforme avec le flux parallèle à l'intérieur de canal de refroidissement et les performances de refroidissement sont meilleurs et plus sensibles au changement de position d'injection du film dans cette condition. De plus, les performances de refroidissement du R.C. /F.C. présentent un très léger changement lorsque le nombre de fentes reste à une valeur très faible et 2-3 fentes de film peuvent être plus pratiques et utiles pour le moteur scramjet à hydrocarbures.

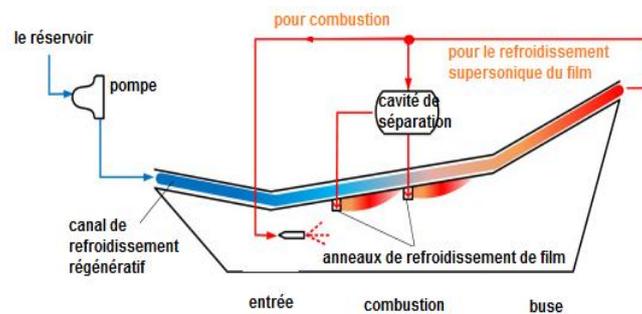


Figure 1.15 : Refroidissement régénératif/refroidissement par film pour moteur scramjet [16].

J. Ma et J. Chang [17] ont présenté un modèle 1-D instationnaire de contrôle orienté pour un moteur scramjet refroidi par régénération qui est composé d'un module de combustion à flux, d'un module de refroidissement régénératif. Cela peut refléter un processus instable dans le monde réel où le module de combustion à flux se couple avec le module de refroidissement régénératif à chaque pas de temps. Le modèle 1-D couplé est validé quantitativement dans des conditions stables et instables. Par les analyses des caractéristiques stables à l'aide de ce modèle 1-D couplé, ils ont conclu que le rapport d'équivalence de carburant maximal autorisé du premier étage du moteur scramjet refroidi par régénération est inférieur et la poussée est plus grande que le moteur scramjet non refroidi pour le même rapport d'équivalence sous le même nombre de Mach de vol. La différence de limite de sur température entre les moteurs scramjet refroidis par régénération et non refroidis est également soulignée. De plus, le processus de refroidissement régénératif entraîne une évolution vers un rapport d'équivalence de carburant inférieur de la transition du mode de combustion. Les analyses des caractéristiques instationnaires sont étudiées par la suite. Les

résultats indiquent qu'il existe une inertie thermique après que le kérosène s'écoule dans les canaux de refroidissement, de sorte que le débit de kérosène entrant dans la chambre de combustion ne peut pas refléter le signal de changement de kérosène dans le temps. Cela conduit à ce que le temps de réponse de la poussée du moteur scramjet refroidi par régénération est plus long que celui du moteur scramjet non refroidi. Certaines attentions particulières doivent être portées sur le fait que la transition du mode de combustion peut être induite et affectée par le processus de refroidissement régénératif dans certaines conditions. Dans l'ensemble, le faible coût de calcul rend ce modèle 1-D couplé adapté à la conception du système de contrôle et à l'évaluation des performances globales pour le moteur scramjet refroidi par régénération.

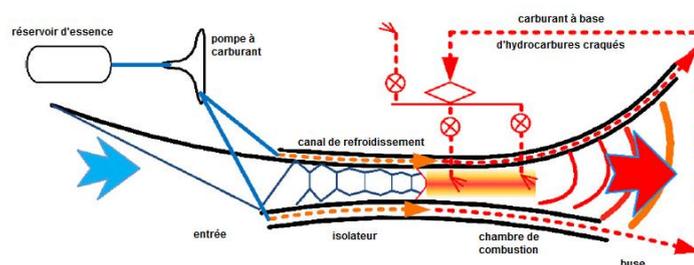


Figure 1.16 : Schéma d'un moteur scramjet refroidi par régénération [17].

À l'heure actuelle, le problème critique lié à la conception d'un moteur scramjet est d'obtenir un mélange efficace entre l'air et le carburant. Parmi les différentes stratégies d'injection de carburant, le support de flamme à cavité est identifié comme une méthode bien organisée pour soutenir la zone d'allumage. **G. Choubey** et **Y. Devarajan** [18] ont expliqué certaines approches d'amélioration du mélange basées sur le schéma d'injection basé sur une cavité bien connu proposé dans les derniers travaux de recherche sont. L'influence de la cavité sur les performances de la chambre de combustion scramjet est récapitulée sous trois aspects, à savoir la variation de la forme/géométrie du porte-flamme de la cavité ; emplacement du schéma d'injection carburant/air ; et les progrès récents en double cavité. Cet examen révèle que l'expansion de la paroi arrière de la cavité est un type innovant de porte-flamme à cavité qui a un impact important sur l'efficacité de la chambre de combustion scramjet, tandis que la présence de micro-jets d'air a amélioré le mécanisme de maintien de la flamme du moteur scramjet. De plus, les performances du scramjet sont considérablement améliorées par la double cavité indiquant que le support de flamme à double cavité serait une préférence réalisable pour la croissance future du moteur scramjet.

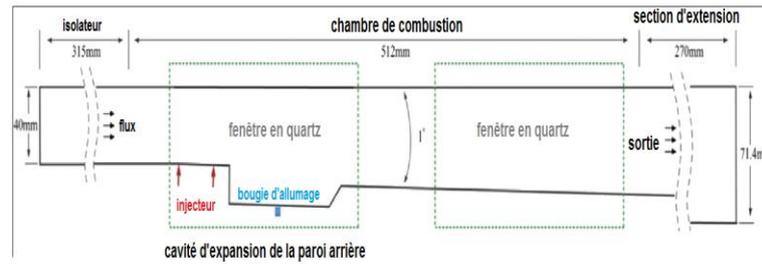


Figure 1.17 : Modèle de chambre de combustion scramjet avec géométrie d'expansion de la paroi arrière [18].

L'effet de la variation du rapport d'équivalence d'éthylène-carburant (ER) sur les états de combustion dans une chambre de combustion scramjet à double mode a été étudié numériquement de la part de **X. Zhang** et **L. Yue** [19]. La chambre de combustion utilisait des injecteurs de carburant à paroi transversale et des accroche-flammes à cavité aval sans carburant pilote, qui sont des composants fondamentaux dans de nombreuses chambres de combustion pratiques. Le nombre de Mach entrant dans l'isolateur était de 3,1, et la pression statique, la pression de stagnation et la température de stagnation étaient de 53 kPa, 2622 kPa et 1656 K, respectivement. L'ER a été réglé brusquement de manière constante par morceaux, de 0,10 à 1,02, puis de nouveau à 0,10. Une méthode 3-D URANS avec un modèle cinétique en deux étapes reconnues a été adoptée. Les résultats ont montré deux boucles d'hystérésis de combustion, ce qui indique que des différents types de transitions de mode de combustion pourraient entraîner une hystérésis. Le premier était un phénomène hystérétique entre les modes scramjet séparés et sans choc basé sur des hypothèses de flux de combustion quasi unidimensionnel stables, et le second était entre deux modèles différents de modes scramjet séparés. Les mécanismes d'hystérésis sont élucidés du point de vue des structures d'écoulement de combustion. La première hystérésis a été attribuée aux transitions du mode de stabilisation de la flamme entre le mode stabilisé de la couche de cisaillement de la cavité et le mode stabilisé du sillage du jet, ainsi qu'à l'hystérésis de transition de l'établissement et de la disparition d'un train de choc de précombustion. Les emplacements de stabilisation de la flamme étaient fortement influencés par les états de séparation des flux en amont des injecteurs de carburant, et les séparations des flux étaient en retour déterminées par les distributions de flammes. La deuxième hystérésis a été attribuée aux transitions entre le mode d'oscillation faible et le mode d'oscillation intensive avec l'hystérésis de transition de l'augmentation et de la diminution de la quantité de réflexion de choc de la structure du train de choc de précombustion, qui se trouvaient toutes deux à l'emplacement stabilisé du sillage

du jet. La flamme dans la région à basse vitesse à côté des bulles de séparation devant les injecteurs de carburant a fourni de la chaleur et des radicaux chauds pour la stabilisation de la flamme en aval, et l'intensité de la flamme du pré-injecteur a grandement influencé les états d'oscillation de la combustion.

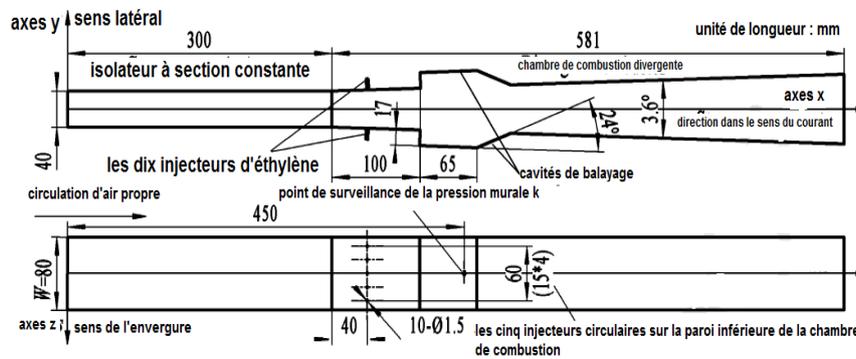


Figure 1.18 : Principe de la chambre de combustion utilisée [19].

F. Henrique [20] ont effectué des simulations haute-fidélités à grande échelle (LES) d'un jet d'hydrogène dans un écoulement croisé supersonique (JISCF) d'air vicié, situé en amont d'une cavité carrée murale. Cette étude met un accent particulier sur l'évaluation de la grille de calcul par l'introduction d'une procédure numérique détaillée, qui vise à analyser la fiabilité du maillage. La procédure correspondante combine plusieurs sous-ensembles de vérification comprenant : (1) l'inspection des distributions des dimensions des cellules de calcul présentes à l'emplacement du mur, (2) l'analyse des profils de vitesse normalisés et du rapport de viscosité dans les couches limites, et (3) la vérification des champs de certains indices de qualité de maillage et des distributions associées. Pour la géométrie considérée, il apparaît que le niveau de résolution imposé par une description correcte des couches limites conduit à une qualité de maillage proche de celle associée aux exigences DNS. La stabilisation de la combustion est ensuite étudiée pour deux valeurs distinctes de la température du courant d'air vicié en entrée. Deux modes de stabilisation sont récupérés à partir des simulations numériques : les régimes stabilisés par cavité et stabilisés par jet-sillage.

Un moteur scramjet a généralement plusieurs injecteurs de carburant transversaux avec un accroche-flamme. Dans cette étude **V. Sharma** et **V. Eswaran** [21], ont considéré une configuration de moteur scramjet à deux jets qui utilise la région de recirculation à basse vitesse créée par une marche arrière comme accroche-flamme. L'effet de l'espacement entre les injecteurs transversaux de carburant sur les performances d'un moteur scramjet a été étudié à l'aide des simulations d'écoulement à froid. La position du jet principal est maintenue

fixe à la fin de la zone de recirculation comme suggéré par des études antérieures et le deuxième jet est placé à divers endroits en aval dans les zones d'écoulement distinctes formées derrière le jet principal. Ils ont supposé que les deux jets soient identiques en dimensions et en débit. L'espacement entre les jets devrait jouer un rôle important dans la détermination des performances du moteur SCRAMJET. Des simulations tridimensionnelles ont été réalisées à l'aide du modèle SST dans le solveur CFD à grille non structurée RANS 3D. Le mélange de l'air d'admission et de l'air-carburant injecté dans une telle configuration scramjet est augmenté par l'interaction du jet transversal sous-détendu avec le flux croisé supersonique entrant grâce à la génération d'un fort tourbillon dans le sens du courant. Les performances et le mélange de la chambre de combustion ont été quantifiés pour chacune des configurations distinctes. Ils ont constaté qu'ils sont bien affectés par l'espacement entre les jets. D'après les résultats présentés dans cet article, l'emplacement optimal pour le deuxième jet est à la fin de la zone sur laquelle l'impulsion latérale du premier jet est dominante en affectant la pénétration du jet dans l'écoulement dans le sens du courant.

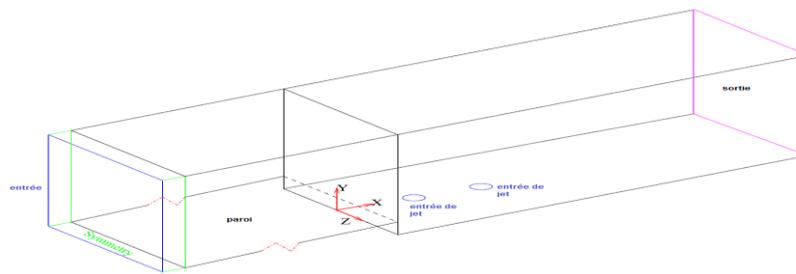


Figure 1.19 : Vue du domaine utilisé [21].

La conception de l'injecteur de carburant à jambe de force joue un rôle important dans les performances de la chambre de combustion scramjet à base de jambe de force. **C. Li** et **X. Chen** [22] ont étudié numériquement les caractéristiques d'écoulement et de combustion d'une chambre de combustion scramjet. Un code interne a été développé pour calculer les équations de Navier-Stokes moyennées de Reynolds (RANS) couplées au modèle de turbulence SST- $k\omega$ et au modèle de réaction en une étape à vitesse finie/dissipation tourbillonnaire. Afin d'améliorer l'efficacité du mélange et de la combustion, ils ont développé un nouveau concept à double entretoise avec des marches orientées vers l'arrière dans la chambre de combustion scramjet. Premièrement, les méthodes numériques sont validées par les données expérimentales disponibles dans la littérature. Ensuite, ils ont comparé les performances de mélange et de combustion entre la contrefiche simple et la contrefiche double. Enfin, les effets de la distance perpendiculaire entre les deux entretoises sur le rendement de mélange et de combustion sont également rapportés. Les résultats

numériques montrent un accord acceptable avec les résultats expérimentaux. La présence de la double jambe avec des marches tournées vers l'arrière à une amélioration remarquable du degré de mélange et de l'efficacité de la combustion dans la chambre de combustion scramjet par rapport à la jambe unique d'origine. De plus, l'efficacité de combustion pour la distance perpendiculaire de 4 mm est la plus élevée parmi les six cas, et la perte de pression totale est relativement faible. Par conséquent, la nouvelle configuration avec la distance perpendiculaire de 4 mm est la configuration optimale dans la plage considérée.

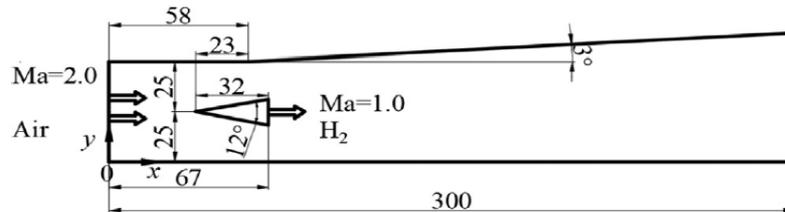


Figure 1.20 : Schéma de la chambre de combustion DLR scramjet [22].

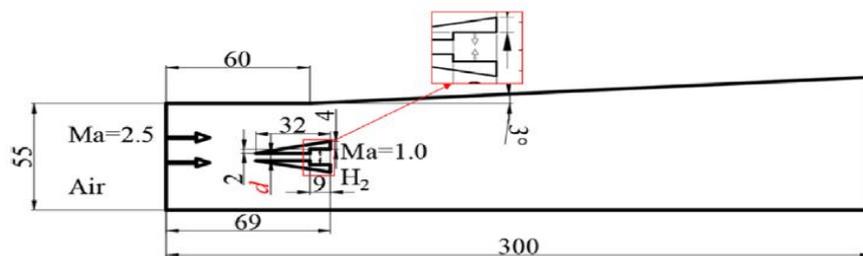


Figure 1.21 : Schéma de la combustion scramjet pour le double contrefiche avec marches vers l'arrière [22].

L. Suneetha et **P. Randive** [23] ont traité de l'implication de la nouvelle double entretoise en forme de losange avec un pas orienté vers l'arrière sur les caractéristiques de combustion d'une chambre de combustion scramjet à cavité. La double entretoise en forme de diamant est considérée pour l'étude car elle déclenche la séparation de l'écoulement entraînant des perturbations de l'écoulement, en particulier au niveau des parois supérieure et inférieure, servant ainsi à maintenir la flamme. Tout d'abord, les caractéristiques de combustion d'une chambre de combustion avec une seule entretoise sont comparées et évaluées avec une chambre de combustion à double entretoise pour représenter l'effet d'une double entretoise. Une étude distincte est réalisée pour étudier l'influence de l'espacement dans une double entretoise sur les performances de la chambre de combustion scramjet. Cette étude révèle que la double entretoise avec une cavité affecte grandement la formation de tourbillons, la région de séparation et la région de recirculation, ce qui se traduit par une augmentation de l'efficacité du mélange et de la combustion. Ils ont observé que la formation

de verticité et la région de recirculation s'avèrent être plus grandes en raison des réflexions fortes et multiples d'un choc dans le cas de la contrefiche double en forme de losange avec une injection de marche vers l'arrière par rapport à la seule entretoise en forme de losange. En outre, on observe que l'espacement (D) dans la double entretoise affecte également les performances de mélange et de combustion. Ils ont constaté que la valeur du rendement de mélange et de combustion diminue avec l'augmentation de l'espacement indépendamment du nombre de Mach en raison de la présence des régions de séparation plus grandes. La longueur de la zone de recirculation occupe toute la cavité rendant la flamme stable lorsque l'espacement est le plus faible. Ceci est souhaitable en ce qui concerne les performances du moteur.

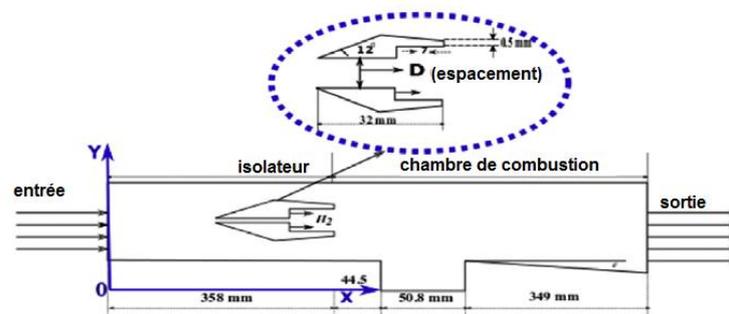


Figure 1.22 : Chambre de combustion supersonique assistée par cavité avec double entretoise en forme de losange [23].

1.3 Conclusion

Le scramjet est la solution la plus efficace au problème d'atteindre des vitesses hypersoniques avec des avions utilisant un moteur aérobic. Lors d'essais en vol expérimentaux et de recherches au sol, le moteur scramjet a dépassé les attentes. Bien qu'il y ait plus de tests à faire avant que les avions utilisant la technologie scramjet ne soient mis en production, ces moteurs sont les systèmes de propulsion du futur. On pense qu'ils sont capables d'atteindre des vitesses supérieures à Mach 15. Les scramjets sont également réutilisables et relativement peu coûteux à exploiter. La technologie que nous utilisons aujourd'hui n'est tout simplement pas assez puissante, assez rapide ou assez peu coûteuse pour être utilisée à l'avenir. La mise en œuvre de la technologie scramjet dans les applications militaires et aérospatiales maintiendra l'USAF et la NASA à la pointe de la technologie aéronautique.

Références bibliographiques :

- [1] REN, Zhaoxin, WANG, Bing, XIANG, Gaoming, *et al.* Supersonic spray combustion subject to scramjets: Progress and challenges. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018.
- [2] CHOI, Jeong-Yeol, MA, Fuhua, et YANG, Vigor. Combustion oscillations in a scramjet engine combustor with transverse fuel injection. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, vol. 30, no 2, p. 2851-2858.
- [3] MITANI, Tohru et KOUCHI, Toshinori. Flame structures and combustion efficiency computed for a Mach 6 scramjet engine. *Combustion and Flame*, 2005, vol. 142, no 3, p. 187-196.
- [4] BERGLUND, Magnus et FUREBY, C. LES of supersonic combustion in a scramjet engine model. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, vol. 31, no 2, p. 2497-2504.
- [5] CAO, Ruifeng, CHANG, Juntao, BAO, Wen, *et al.* Analysis of combustion mode and operating route for hydrogen fueled scramjet engine. *International journal of hydrogen energy*, 2013, vol. 38, no 14, p. 5928-5935.
- [6] CAO, R. F., CHANG, J. T., TANG, J. F., *et al.* Study on combustion mode transition of hydrogen fueled dual-mode scramjet engine based on thermodynamic cycle analysis. *International journal of hydrogen energy*, 2014, vol. 39, no 36, p. 21251-21258.
- [7] OUYANG, Hao, LIU, Weidong, et SUN, Mingbo. Investigations on the Influence of the In-Stream Pylon and Strut on the Performance of a Scramjet Combustor. *The Scientific World Journal*, 2014, vol. 2014.
- [8] UKAI, Takahiro, ZARE-BEHTASH, Hossein, ERDEM, Erinc, *et al.* Effectiveness of jet location on mixing characteristics inside a cavity in supersonic flow. *Experimental thermal and fluid science*, 2014, vol. 52, p. 59-67.
- [9] TIAN, Ye, XIAO, Baoguo, ZHANG, Shunping, *et al.* Experimental and computational study on combustion performance of a kerosene fueled dual-mode scramjet engine. *Aerospace Science and Technology*, 2015, vol. 46, p. 451-458.
- [10] HUANG, Wei et YAN, Li. Numerical investigation on the ram–scram transition mechanism in a strut-based dual-mode scramjet combustor. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, vol. 41, no 8, p. 4799-4807.
- [11] ZHANG, Shikong, LI, Jiang, QIN, Fei, *et al.* Numerical investigation of combustion field of hypervelocity scramjet engine. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 129, p. 357-366.

- [12] BIE, Hai Yan et HAO, Zong Rui. Simulation analysis on the risk of hydrogen releases and combustion in subsea tunnels. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, vol. 42, no 11, p. 7617-7624.
- [13] KIM, Jae Won et KWON, Oh Joon. Modeling of incomplete combustion in a scramjet engine. *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 78, p. 397-402.
- [14] CHOUBEY, Gautam et PANDEY, K. M. Effect of variation of inlet boundary conditions on the combustion flow-field of a typical double cavity scramjet combustor. *International journal of hydrogen energy*, 2018, vol. 43, no 16, p. 8139-8151.
- [15] REN, Zhaoxin, WANG, Bing, XIANG, Gaoming, *et al.* Supersonic spray combustion subject to scramjets: Progress and challenges. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018.
- [16] ZUO, Jingying, ZHANG, Silong, QIN, Jiang, *et al.* Performance evaluation of regenerative cooling/film cooling for hydrocarbon fueled scramjet engine. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 148, p. 57-68.
- [17] MA, Jicheng, CHANG, Juntao, ZHANG, Junlong, *et al.* Control-oriented unsteady one-dimensional model for a hydrocarbon regeneratively-cooled scramjet engine. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 85, p. 158-170.
- [18] CHOUBEY, Gautam, DEVARAJAN, Yuvarajan, HUANG, Wei, *et al.* Recent advances in cavity-based scramjet engine-a brief review. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, vol. 44, no 26, p. 13895-13909.
- [19] ZHANG, Xu, YUE, Lianjie, HUANG, Tinglong, *et al.* Numerical investigation of mode transition and hysteresis in a cavity-based dual-mode scramjet combustor. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 94, p. 105420.
- [20] RIBEIRO, Fábio Henrique Eugênio, BOUKHARFANE, Radouan, et MURA, Arnaud. Highly-resolved large-eddy simulations of combustion stabilization in a scramjet engine model with cavity flameholder. *Computers & Fluids*, 2020, vol. 197, p. 104344.
- [21] SHARMA, Vatsalya, ESWARAN, Vinayak, et CHAKRABORTY, Debasis. Determination of optimal spacing between transverse jets in a SCRAMJET engine. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 96, p. 105520.
- [22] LI, Chunlei, CHEN, Xiong, LI, Yingkun, *et al.* Numerical investigation on the performance of scramjet combustor with a novel strut configuration. *Applied Thermal Engineering*, 2019, vol. 159, p. 113894.
- [23] SUNEETHA, Lakka, RANDIVE, Pitambar, et PANDEY, K. M. Implication of diamond shaped dual strut on combustion characteristics in a cavity-based scramjet combustor. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, vol. 45, no 35, p. 17562-17574

Chapitre 2

Généralité sur la propulsion

Sommaire

2.1 Introduction.....	24
2.2 Moteur-fusée.....	25
2.3 Moteur à piston.....	25
2.4 Turbomoteur de propulsion aéronautique.....	26
2.5 Statoréacteurs (Ram jet et scramjet).....	27
2.5.1 Définition d'un statoréacteur.....	27
2.5.2 Application de statoréacteur.....	27
2.5.3 Les avantages et les inconvénients de S.S. statoréacteur.....	29
2.6 Problématique de la combustion en régime d'écoulement supersonique.....	29
2.6.1 Bref historique sur l'avènement des statoréacteurs.....	29
2.6.2 Principe et conditions de fonctionnement d'un statoréacteur supersonique ..	31
2.6.3 La problématique.....	31
2.7 Cavités utilisées pour les scramjets.....	32
2.7.1 Définition d'une cavité :	32
2.7.2 Les Différentes types cavité utilisées dans les scramjets.....	33
2.8 Conclusion.....	33

2.1 Introduction

Ce chapitre présente une revue des principaux types de propulsion, les différents types des systèmes propulsifs, le développement de statoréacteur, les avantages et les inconvénients de statoréacteur et leur application.

La technique du moteur d'aviation est déterminée par ses conditions d'emploi qui requièrent un certain nombre de qualités, dont la légèreté est sans doute la principale. Le premier vol réussi d'un engin motorisé plus lourd que l'air eut lieu en 1903, à l'aide d'un moteur à explosions relativement léger. Avant cette date, différents vols avaient été tentés, avec des turbines à vapeur comme source d'énergie, machines assez lourdes en regard de la puissance développée. C'est en grande partie en raison de ce rapport poids/puissance prohibitif que ces essais furent infructueux. L'avènement du moteur à essence, présentant une puissance spécifique plus favorable, rendit possibles de tels vols.

Ces caractéristiques de légèreté l'emportent même dans certains cas sur le rendement, contrairement à une opinion assez répandue, le moteur d'aviation n'est pas nécessairement une machine à haut rendement, surtout quand il doit fonctionner dans des conditions non nominales. C'est en partie pour cela que la turbine à gaz, qui s'est imposée depuis longtemps en aviation, n'a pu encore s'implanter définitivement en technique automobile même en ayant recours à des cycles à récupération - alors que ses premiers développements, dans les années 50, pouvaient laisser penser que cette nouvelle technique balayerait l'emploi des moteurs à pistons.

Les autres qualités essentielles du moteur d'aviation sont sa sécurité de fonctionnement, qui ne peut être obtenue sans nuire à la légèreté que par l'emploi de matériaux de haute technicité (et donc coûteux), sa finesse aérodynamique, sa facilité d'entretien.

Les différents systèmes de propulsion dans et en dehors de l'atmosphère peuvent être classés, selon la configuration et le mouvement des éléments qui les constituent dans une première approche, en quatre familles :

- Les moteurs-fusées.
- Moteur à piston ;
- Turbomoteurs ;
- Statoréacteurs ;

2.2 Moteur-fusée

Le moteur-fusée est un type de moteurs à réaction, c'est à dire un engin qui projette un fluide (gaz ou liquide) vers l'arrière, ce qui transmet par réaction une poussée au véhicule solidaire du moteur, de force égale et de direction opposée, vers l'avant. Ce type de moteur est particulièrement utilisé par les fusées, car il permet d'atteindre des vitesses très importantes.



Figure 2.1 : Le lanceur aérospatial Ariane 6.

2.3 Moteur à piston

Ces machines comportent un ensemble mobile constitué du piston, de bielle et du vilebrequin, cet ensemble est entouré par le bloc moteur, avec les cylindres, la culasse et le carter.

Ces éléments assurent l'admission, la compression et la combustion du mélange (air-fuel) ainsi que la détente des gaz de combustion. Lorsque le moteur à piston entraîne une hélice, le système est appelé **Motopropulseur**, un double effet réactif (air de refroidissement et gaz d'échappement s'ajoute à l'effet de l'hélice) (**figure 2.2**)

Les caractéristiques des moteurs à piston qui sont utilisés pour certains avions :

- Ils sont plus puissants que les moteurs terrestres ;
- Ils sont plus légers que leurs analogues par terre ;



Figure 2.2 : Motopropulseur.

2.4 Turbomoteur de propulsion aéronautique

L'ensemble comprend un compresseur, souvent du type axial, qui comprime de l'air aspiré, une chambre de combustion et une turbine (montée sur le même arbre que celui du compresseur) qui assure la détente des gaz brûlés.

Dans ce type de machines produit des gaz chauds à haute température qui peuvent être utilisés pour engendrer la puissance d'une façon directe (tuyère) ou indirecte (Hélice et autres systèmes).

Parmi les caractéristiques des turbomoteurs, on a :

- ✓ Production d'une poussée suffisante pour le décollage des avions
- ✓ Leur cycle thermodynamique est modifié spécialement en vol à des altitudes importantes à cause des facteurs suivants :
 - L'air admis devient très froid
 - La pression dynamique à l'entrée ne garde plus sa valeur terrestre (augmentation du rapport de compression)
 - La détente et la réaction des gaz d'échappement.

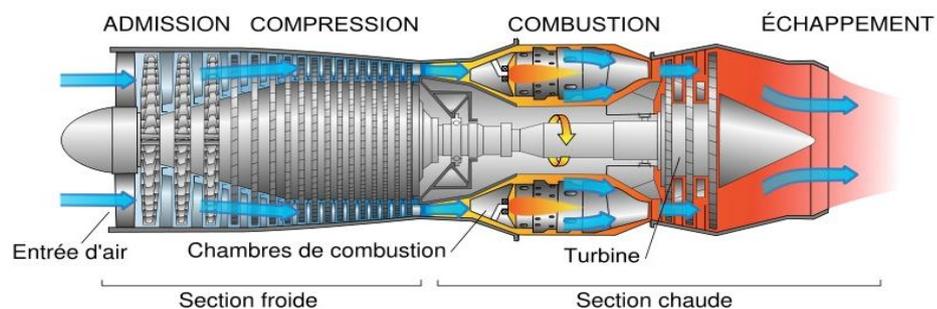


Figure 2.3: Schéma d'un turboréacteur [1].

Il existe plusieurs versions de ce système propulsif aéronautique, les trois suivantes sont les plus remarquables :

- i. Turboréacteur ;
- ii. Turbopropulseur
- iii. Turbo-fan (Turbo ventilateur)

2.5 Statoréacteurs (Ram jet et scramjet)

2.5.1 Définition d'un statoréacteur

Le statoréacteur est un canal, ou tuyère ayant une forme spéciale, qui fait face à l'écoulement produit par le déplacement de l'avion dans l'air (**figure 2.4**). L'air en mouvement pénètre dans le divergent de la tuyère ou il est ralenti et comprimé (effet de compression dynamique), puis il s'écoule sur une source de chaleur qui lui donne de l'énergie ; il sort ensuite par le convergent à une vitesse plus grande que sa vitesse d'entrée.

Le statoréacteur n'a pas des pièces en mouvement, ni alternatif ni réciproque et il n'a pas besoin de lubrification ; ce n'est qu'un tube divergent- convergent dans lequel on envoie du carburant

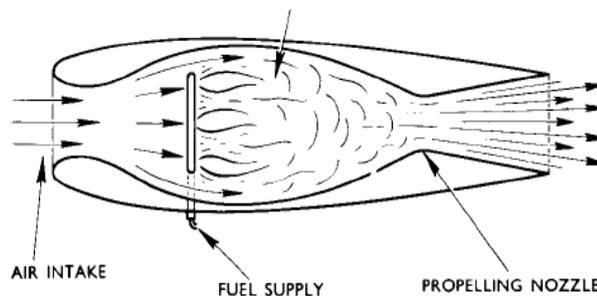


Figure 2.4. Schéma d'un statoréacteur.

2.5.2 Application de statoréacteur

Il existe toute une série d'applications possibles pour les moteurs scramjet, notamment la propulsion de missiles, la propulsion de croiseurs hypersoniques et une partie d'un système de propulsion pour l'accès à l'espace par étapes. Avant d'entrer dans les détails, nous justifierons la nécessité d'un statoréacteur alimenté en hydrogène pour propulser un véhicule à Mach 5 ou plus. **la figure 2.5** montre la gamme de performances approximative en termes d'impulsion spécifique du moteur et de nombre de Mach pour différents types de systèmes de propulsion. On constate qu'à des nombres de Mach supérieurs à 6-7 environ, les seuls systèmes de propulsion disponibles sont les fusées et les statoréacteurs. Par rapport aux fusées, les

scramjets ont des niveaux d'impulsion spécifique beaucoup plus élevés (parce qu'ils n'ont pas besoin d'emporter l'oxydant à bord, puisqu'il s'agit de moteurs à air et qu'ils récupèrent l'oxygène de l'atmosphère) ; on comprend donc pourquoi il est avantageux de développer le scramjet, ne serait-ce que pour cette raison. D'autres raisons soulignent également les avantages du développement du scramjet. Les moteurs à air comprimé ont un meilleur rendement, une plus grande autonomie, la possibilité de moduler la poussée pour assurer un fonctionnement efficace, une plus grande polyvalence et sont entièrement réutilisables [2].

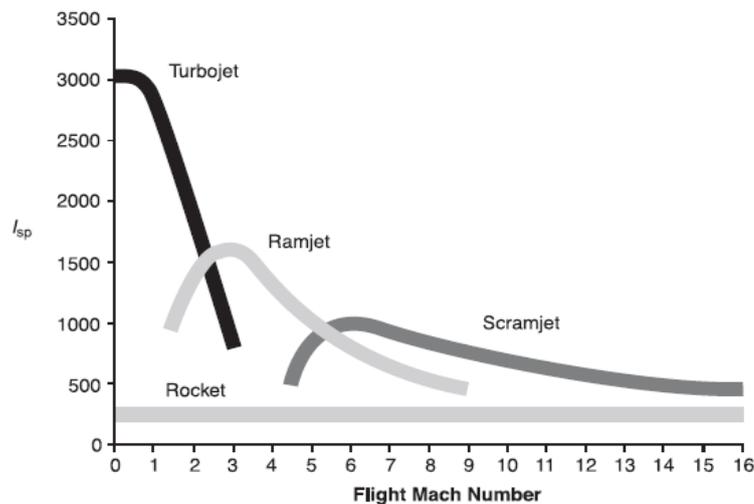


Figure 2.5. Impulsion spécifique par rapport au nombre de mach pour différent types de moteurs [2].

La **figure 2.6** présente un graphique qualitatif des options de propulsion en fonction du nombre de Mach de vol. La courbe représente l'altitude approximative requise pour fonctionner à un nombre de Mach de vol donné ainsi que le système de propulsion nécessaire. Ce graphique montre également une limite relative entre les deux options de carburant pour les scramjets : les hydrocarbures et l'hydrogène. Le consensus général est que l'hydrogène doit être utilisé pour les vols aérobie à des vitesses supérieures à Mach 8. Bien que l'hydrogène puisse fonctionner à des vitesses supérieures à la limite supérieure des hydrocarbures, avec les capacités actuelles, le statoréacteur à hydrogène n'offrira des performances acceptables que jusqu'à Mach 15 [2].

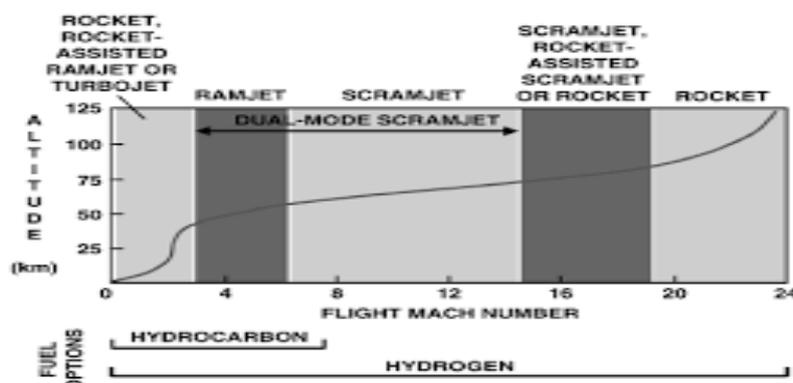


Figure 2.6 : Options du système de propulsion en fonction du nombre de Mach [2].

2.5.3 Les avantages et les inconvénients de S.S. statoréacteur

A. Avantages

- Il n'a pas besoin de transporter de l'oxygène.
- L'absence de pièces rotatives le rend plus facile à fabriquer.
- A une impulsion spécifique [3] (changement d'impulsion par unité de propergol) plus élevée qu'un moteur conventionnel ; pourrait fournir entre 1000 et 4000 s, alors qu'une fusée ne fournit que 600 s ou moins.
- Une vitesse plus élevée pourrait signifier un accès moins cher à l'espace à l'avenir.

B. Inconvénients

- Ne peut produire une poussée efficace à moins d'être propulsé à grande vitesse, autour de Mach 5 [3]. Pour un décollage horizontal, le scramjet aurait besoin soit d'une fusée, soit de systèmes de propulsion combinés comme un turbojet/turbofan pour le propulser à Mach 2 ou 3, puis d'une autre méthode de propulsion.
- Pour tester les conceptions de statoréacteurs, on utilise des chambres d'essai hypersoniques extrêmement coûteuses ou des véhicules de lancement onéreux, ce qui entraîne dans les deux cas des coûts d'instrumentation élevés. Les véhicules d'essai lancés se terminent très généralement par la destruction de l'élément d'essai et de l'instrumentation.
- Manque de furtivité car le véhicule serait très chaud en raison de sa vitesse élevée dans l'atmosphère et il serait facile d'être détecté par des capteurs infrarouges
- Les exigences accrues en matière de refroidissement des moteurs à statoréacteur entraînent une baisse de rendement.

2.6 Problématique de la combustion en régime d'écoulement supersonique

2.6.1 Bref historique sur l'avènement des statoréacteurs

La vitesse a toujours été considérée dans les transports comme un facteur primordial, il a toujours paru logique de concevoir des avions de plus en plus rapides. C'est en 1956 que la

réalisation d'avions supersoniques a été pour la première fois envisagée. René Leduc fut le premier au monde à avoir expérimenté un avion à tuyère thermopropulsive, le statoréacteur, très vite baptisé le "Tuyau de poêle volant". L'aboutissement de ses travaux est marqué par l'engin baptisé « Leduc 022 » qui atteignit la vitesse de Mach 1 le 21 décembre 1957. Bien que le Leduc 022 présentait de très nombreuses innovations, des restrictions budgétaires condamnèrent le programme en mars 1958. De nombreux projets, dans un premier temps d'intérêt militaire, suivirent. Le « Griffon II » (Figure 2.7) fut le premier engin issu de la construction aéronautique française équipé d'un turboréacteur et d'un statoréacteur. Ce dernier fut allumé au 16^{ème} vol du Griffon, le 26 avril 1957 et l'avion atteignit la vitesse maximale de Mach 2,19 (plus de 2500 km/h) en octobre 1959, battant ainsi le record d'Europe de vitesse. Il vola jusqu'en 1961 [4].



Figure 2.7 : Le griffon II (1957-1961) [4].

Depuis, des ingénieurs n'ont cessé d'imaginer des systèmes de propulsion plus performants que les moteurs d'avion ou les moteurs de fusées conventionnels. Les efforts pour développer des systèmes de propulsion capables d'atteindre des vitesses supersoniques, voire hypersoniques (supérieures à Mach 6) sont aujourd'hui motivés par l'exigence d'engins de plus en plus rapides, mais aussi moins polluants et de coût de fonctionnement réduit. Les moteurs aérobies remplissent de telles conditions. Ils utilisent l'oxygène moléculaire de l'air et le combustible employé est l'hydrogène moléculaire, ce qui allège l'engin et limite les émissions de polluants dans l'atmosphère.

Aujourd'hui, les vols supersoniques ou hypersoniques font toujours partie du domaine expérimental. Après plus de 600 essais au sol, depuis le lancement des recherches en 1996 sur ce type de vol avec un moteur aérobie, la NASA tente, à l'aide du X-43 (ou Hyper-X, **Figure**

2.8), d'atteindre une vitesse de Mach 7. A long terme, le X-43 pourrait donner naissance à un véhicule de croisière volant à Mach 10, envisagé pour des missions militaires ou spatiales [4].



Figure 2.8 : L'Hyper-X-43 (2000) [4].

2.6.2 Principe et conditions de fonctionnement d'un statoréacteur supersonique

Le schéma du principe de fonctionnement d'un statoréacteur supersonique est présenté sur la **Figure 2.9**. L'oxygène moléculaire de l'air est admis et comprimé à partir de la vitesse initiale de l'engin, dans un diffuseur. Le carburant (H_2) est injecté dans l'air comprimé au niveau de la chambre de combustion, où a lieu l'oxydation. Enfin les gaz chauds issus de la combustion sont éjectés dans l'atmosphère à travers la tuyère d'échappement. La détente de ces gaz accélère l'engin. Ce système nécessite un moteur auxiliaire (généralement un turboréacteur) afin d'atteindre une vitesse initiale suffisante pour comprimer l'air. L'air introduit acquiert alors une vitesse d'écoulement supersonique.

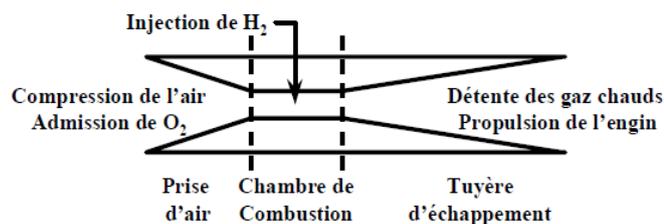


Figure 2.9: Principe de fonctionnement d'un statoréacteur supersonique.

2.6.3 La problématique

Comme nous venons de le voir, dans un véhicule propulsé par un superstatoréacteur, l'hydrogène moléculaire est injecté dans un écoulement supersonique d'air comprimé. Le carburant doit alors brûler en un temps très court (moins d'une milliseconde).

La combustion doit être accomplie efficacement pendant cette courte période afin de produire une poussée.

Les processus physiques et chimiques de la combustion supersonique impliquent un large éventail d'échelles de temps.

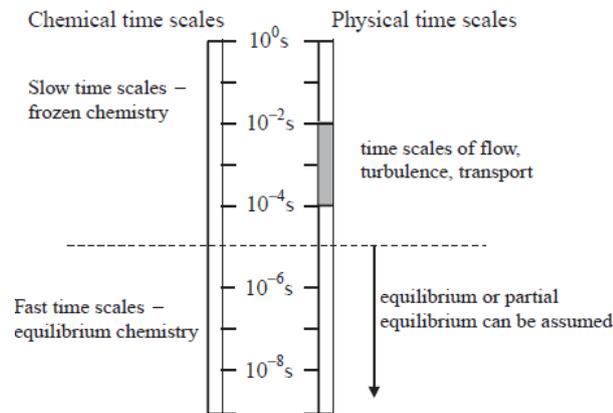


Figure 2.10 : Les processus physiques et chimiques de la combustion supersonique en fonction de temps [5].

La combustion est supersonique, la flamme est très peu stable. Il faut donc améliorer le mélange entre le combustible et le comburant.

Parmi les solutions pour améliorer le mélange air/combustible et la stabilité de la flamme, on peut utiliser une cavité.

2.7 Cavités utilisées pour les scramjets

2.7.1 Définition d'une cavité :

La définition d'une cavité est simple. Il s'agit d'un espace creux, naturel ou artificiel, plus ou moins large et plus ou moins profond, fermé ou non. Il existe de nombreuses formes de cavités (rectangulaires, cylindriques) qui sont plus ou moins profondes. D'une manière plus mécanique on peut décrire une cavité comme une succession de 2 marches descendante puis montante.

Alors que dans le cas d'une marche descendante, l'écoulement d'air vient recoller plus loin le long du plan horizontal, la présence d'une marche montante va créer une zone de mélange où nous allons trouver de part et d'autre une vitesse d'écoulement de cavité faible et une vitesse d'écoulement extérieur élevée. Ce cisaillement du champ de vitesse va dépendre des paramètres géométriques de la cavité : largeur, hauteur, profondeur, et finalement différence de hauteur entre parois amont et aval.

Les effets liés aux écoulements de cavités sont de type aéro-acoustique (modes hydrodynamiques) et également de recirculation avec des possibilités de mise en pression de la cavité et de pompage [6].

2.7.2 Les différents types des cavités utilisées dans les scramjets

- Cavité circulaire.
- Cavité de forme carrée.
- Cavité de forme trapézoïdal.

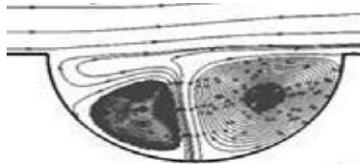


Figure 2.11. Cavité de forme circulaire [7].

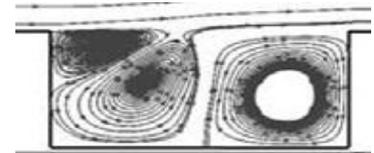


Figure 2.12. Cavité de forme carrée [7].



Figure 2.13. Cavité de forme trapézoïdal [7].

2.8 Conclusion

Le statoréacteur à combustion supersonique (Scramjet) est un moteur aérobie pour la propulsion supersonique. C'est l'un des moteurs les plus simples des moteurs à réaction. Il ne contient effectivement aucune partie mobile, d'où le préfixe stato. Ce moteur se révèle être très bien adapté pour la réalisation de missions aussi bien civiles (lanceurs récupérables, véhicules supersoniques) que militaires (missiles).

Dans le troisième chapitre on va présenter une revue de la théorie fondamentale de cette étude :

- Revue fondamentale de la dynamique des gaz pour des écoulements 2D.
- Revue fondamentale de la combustion.

Références bibliographiques :

- [1] CITE WEB : http://www4.ac-nancy-metz.fr/ciras/cahierdubia/GTR/groupe_turbo_reacteur.html.
- [2] MARIMON MATEU, Marta. Study of an air-breathing engine for hypersonic flight. 2013.
- [3] EL-SAYED, Ahmed F. Pulsejet, ramjet, and scramjet engines. In: *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. Springer, London, 2016. p. 315-401.
- [4] JAVOY, Sandra. Détermination de constantes de vitesse de réactions chimiques élémentaires importantes dans la combustion de l'hydrogène en régime d'écoulement supersonique. 2001. Thèse de doctorat. Université d'Orléans.
- [5] GILL, A., GUTHEIL, E., et WARNATZ, J. Numerical investigation of the combustion process in a direct-injection stratified charge engine. *Combustion science and technology*, 1996, vol. 115, no 4-6, p. 317-333.
- [6] BEN-YAKAR, Adela et HANSON, Ronald K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview. *Journal of propulsion and power*, 2001, vol. 17, no 4, p. 869-877.
- [7] CHOUBEY, Gautam, DEVARAJAN, Yuvarajan, HUANG, Wei, *et al.* Recent advances in cavity-based scramjet engine-a brief review. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, vol. 44, no 26, p. 13895-13909.

Chapitre 3

Modélisation Mathématique Et Numérique

Sommaire

3.1. Introduction :	35
3.2.Écoulement supersonique :	36
3.2.1.Gaz Parfait :	36
3.2.2.Écoulement Isentropique :	36
3.2.3.Ondes De Choc Obliques :	37
3.2.4.Onde De Compression Ou D'expansion En 2d :	38
3.2.5.Forces Visqueuses En 2d :	39
3.2.6.Mélange entre deux fluides :	40
3.3. Combustion supersonique :	41
3.3.1.Equations de la combustion :	41
3.3.2.Equations de conservation de masse et d'espèces :	44
3.3.3.Equations de la quantité de mouvement :	44
3.3.4.Equations de la conservation d'énergie :	45
3.3.5.Cinétique chimique :	45
3.3.6. Rendement de combustion :	45
3.4.Modélisation numérique :	46
3.4.1.Modélisation de la combustion :	47

3.1. Introduction

La dynamique des gaz fait référence au mouvement des fluides dans un milieu compressible. Par opposition à la mécanique des fluides incompressibles, de nouveaux phénomènes apparaissent, tels que l'écoulement isentropique, les ondes de choc normales, les ondes de choc obliques. Pour résoudre ces problèmes nécessite une bonne compréhension de tous les phénomènes impliqués. Le plus difficile dans ce type de modélisation est de représenter et d'estimer les principaux phénomènes dans un modèle simple avec une ou plusieurs équations simples et rapides à calculer. Autrement, le modèle devient extrêmement instable, nécessite de grandes ressources matérielles et les temps de calcul deviennent interminables [1].

La dynamique des gaz décrit principalement les causes et les effets d'un fluide compressible pour un écoulement subsonique aussi bien que supersonique. Un écoulement supersonique survient lorsque la vitesse du fluide est plus Rapide que sa vitesse du son :

$$(a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}).$$

Cette partie traite des principes et concepts fondamentaux de la dynamique des gaz pour l'usage éventuel des formulations analytiques qui en découlent [1]. L'analyse de la dynamique des gaz est basée sur l'interrelation des quatre lois fondamentales de la physique suivantes :

- Loi de conservation de la masse

$$\int_v \frac{\delta \rho}{\delta t} dv + \int_A \rho v \cdot dA = 0 \quad (3.1)$$

- La deuxième loi de mouvement (Conservation de quantité de mouvement)

$$F_{ext} = \int_v (\rho v)_t \cdot dv + \int_A v (\rho v \cdot dA) \quad (3.2)$$

- La première loi de thermodynamique (Conservation d'énergie)

$$dE = \delta Q - \delta W \quad (3.3)$$

- La deuxième loi de thermodynamique (Irréversibilité)

$$ds \geq \frac{\delta Q}{T} \quad (3.4)$$

Ces lois sont indépendantes des unes des autres et ainsi, permettent la caractérisation d'un écoulement supersonique et des phénomènes qui y sont reliés.

3.2. Écoulement supersonique :

3.2.1. Gaz parfait

Il est démontré expérimentalement que des systèmes homogènes composés d'une seule espèce chimique avec une masse moléculaire (M), une pression (p), un volume spécifique (v) et une température (T) sont représentés par [1] :

$$R = \lim_{p \rightarrow 0} \left(\frac{pv}{T} \right) = cst \quad (3.5)$$

Où R est la constante de l'espèce chimique gazeuse concernée. Avec la supposition que la valeur de la constante du gaz ne change pas ou très peu pour des légères variations de pression et de température, l'équation d'un gaz parfait, pour la plupart des fluides, devient :

$$P = \rho RT \quad (3.6)$$

Où R , la constante du gaz, est le rapport entre la constante universelle des gaz \bar{R} et la masse moléculaire M :

$$R = \frac{\bar{R}}{M} \quad (3.7)$$

3.2.2. Écoulement isentropique

Un écoulement isentropique est défini comme un écoulement complètement réversible et adiabatique dans lequel l'entropie du système demeure toujours constante. La réversibilité se définit comme étant un phénomène sans perte d'énergie. Ainsi, la diffusion et le transfert thermique sont des processus permis pourvu qu'il soit possible de récupérer l'énergie.

Pour un écoulement isentropique donc réversible et adiabatique, le concept de condition totale apparaît en combinant la propriété enthalpie et l'énergie cinétique. Sous la forme sans dimension, les relations entre les propriétés statiques et totales en fonction du nombre de Mach (Ma) et du ratio des chaleurs spécifiques (γ) au point d'intérêt de l'écoulement [1].

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \quad (3.8)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.9)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (3.10)$$

3.2.3. Ondes de choc obliques

Un choc oblique créé lorsqu'un écoulement supersonique est défléchi (par un obstacle). Un écoulement supersonique de vitesse u_1 est défléchi par une rampe d'angle θ . Un choc oblique d'angle β apparaît pour permettre à l'écoulement d'avoir une vitesse u_2 parallèle à la rampe. Ce phénomène amène une discontinuité infinitésimale entre le milieu avant et après le changement de direction de l'écoulement.

La géométrie du choc oblique est donnée sur la figure ci-dessous :

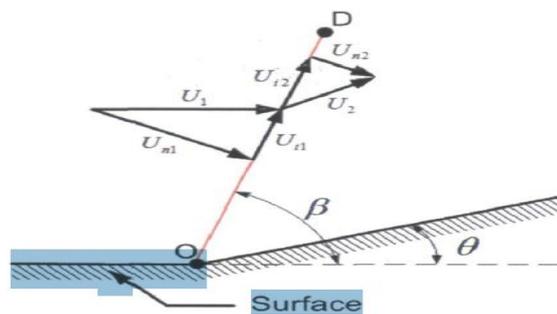


Figure 3.1 : Schéma d'une onde de choc oblique [1].

On choisit un volume de contrôle entourant le choc (figure). à partir des lois fondamentales de la mécanique des fluides, on a :

Conservation de la masse :

$$\dot{m} = \rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 \quad (3.11)$$

Avec $A_2 = A_1$

$$\rho_1 u_{n1} = \rho_2 u_{n2} \quad (3.12)$$

Conservation de la quantité de mouvement :

$$p_1 + \rho_1 u_{n1}^2 = p_2 + \rho_2 u_{n2}^2 \quad (3.13)$$

$$u_{2t} = u_{1t} = u_t \quad (3.14)$$

Conservation de l'enthalpie totale :

$$h_1 + \frac{u_{n1}^2}{2} = h_2 + \frac{u_{n2}^2}{2} \quad (3.15)$$

On peut également établir des équations dites de saut par analogie avec le cas des ondes droites. On écrit $M_{n1} = \frac{u_{n1}}{c_1}$

Relation de température :

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{(2+(\gamma-1)M_{n1}^2)(1-\gamma+2\gamma M_{n1}^2)}{((\gamma-1)M_{n1}^2)^2} \quad (3.16)$$

Relation de la masse volumique :

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1)M_{n1}^2}{(\gamma-1)M_{n1}^2+2} \quad (3.17)$$

Relation de pression :

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{-1-\gamma+2\gamma M_{n1}^2}{1+\gamma} \quad (3.18)$$

Les conditions d'écoulement derrière le choc peuvent être calculées avec les équations (3.17) à (3.18) en utilisant la composante normale du nombre de Mach par rapport à l'onde de choc oblique, qui peut être calculée à partir de :

$$Ma_{n1} = Ma_1 \sin \theta \quad (3.19)$$

Le nombre de Mach derrière le choc peut être calculé en utilisant :

$$Ma_2 = \frac{Ma_{n2}}{\sin(\beta-\theta)} \quad (3.20)$$

3.2.4. Onde de compression ou d'expansion en 2D

Les ondes de compression et les ondes de d'expansion sont des phénomènes qui peuvent apparaître dans les écoulements supersoniques à faible déviation. Ce phénomène est isentropique entre le milieu avant et après le changement de direction de l'écoulement.

La géométrie du choc compression est donnée sur la figure ci-dessous

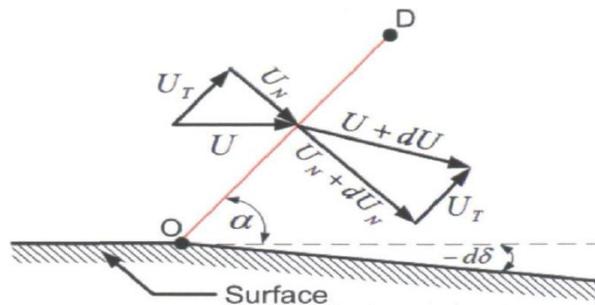


Figure 3.2 : Schéma d'une onde d'expansion [1].

Sur la **Figure 3.2**, le segment **OD** est considéré comme une ligne de Mach droite qui tourne l'écoulement d'un angle de déflexion ($-d\delta$) et ce qui produit une accélération du fluide de (u) à $(u + du)$. La caractérisation d'une onde d'expansion est réalisée par l'emploi des composantes tangentielles et normales de la vitesse et de quelques simplifications afin d'obtenir l'équation suivante :

$$d\delta = \frac{\sqrt{Ma^2-1}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2} \frac{dMa}{Ma} \quad (3.21)$$

3.2.5 Forces visqueuses en 2D

Pour permettre l'évaluation des forces de friction d'une paroi dans un écoulement supersonique, l'approximation la plus fréquemment employée [2] est l'utilisation des coefficients de friction. Ces coefficients sont obtenus de la théorie décrivant une couche limite tout le long de la surface mouillée de la paroi. Ainsi, le coefficient de friction prend la forme suivante [2] :

$$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho u^2} = \frac{\tau_w}{q} \quad (3.22)$$

Avec : τ_w est le taux de cisaillement qui agit sur la surface mouillée

Et : $q = \frac{1}{2}\rho u^2$ est la pression dynamique de l'écoulement juste à l'extérieur de la couche limite.

✚ Pour le cas d'un écoulement laminaire 2D

Le coefficient de friction peut être représenté à partir d'une relation empirique et devient [2] :

$$c_f = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x} \left(\frac{T'_L}{T} \right)} \quad (3.23)$$

$$Re_x = \frac{\rho u x}{\mu} \quad (3.24)$$

où Re_x est le nombre de Reynolds qui est fonction de la position (x) à partir du début de la couche limite utilisant les propriétés justes à l'extérieur de la couche limite, T'_L est la température laminaire de référence et T est la température juste à l'extérieur de la couche limite.

La définition de la température laminaire de référence provient d'une autre corrélation empirique, soit [2] :

$$\frac{T'_L}{T} = 1 + 0.032 Ma^2 + 0.58 \left(\frac{T_{Lw}}{T} - 1 \right) \quad (3.25)$$

Avec Ma est le nombre de Mach juste à l'extérieur de la couche limite et T_{Lm} est la température laminaire au mur.

✚ Pour le cas d'un écoulement turbulent 2D

Le coefficient de friction devient [2] :

$$c_f = \frac{0.592}{\sqrt[5]{Re_x} \left(\frac{T'_T}{T} \right)^{0.648}} \quad (3.26)$$

Avec T'_T est la température turbulente de référence. La définition de la température turbulente de référence provient elle aussi d'une corrélation empirique, soit [2] :

$$\frac{T'_T}{T} = 1 + 0.035 Ma^2 + 0.45 \left(\frac{T_{Tw}}{T} - 1 \right) \quad (3.27)$$

Avec T_{Tm} est la température turbulente au mur.

Ainsi, la force visqueuse (F_v) sur la paroi devient l'intégration de la force de cisaillement sur la surface totale (S) [2] :

$$F_V = F_{VL} + F_{VT} = \int_S \tau_w ds = \int_S q c_f ds \quad (3.28)$$

Avec F_{VL} est la force visqueuse laminaire et F_{VT} est la force visqueuse turbulente.

3.2.6. Mélange entre deux fluides

Dans un écoulement supersonique, la rencontre entre deux fluides peut produire une multitude de phénomènes complexes (ondes de choc, onde d'expansion, une ligne de glissement, etc.), ce qui peut rendre extrêmement difficile sa modélisation. Pour simplifier ce problème et du même coup obtenir une relation générale simple d'un mélange homogène entre deux fluides, le système d'équations présenté néglige tous ces phénomènes et ainsi, les trois lois fondamentales de la mécanique des fluides pour le mélange entre deux fluides (indices 1 et 2) deviennent pour le mélange final (indice 3) [1].

Conservation de la masse :

$$m_3 = m_1 + m_2 \quad (3.29)$$

$$m_3 = \rho_3 A_3 u_3 \quad (3.30)$$

Conservation de la quantité de mouvement :

$$A_3 P_3 + m_3 u_3 = (A_1 P_1 + m_1 u_1 \cos \theta_1) + (A_2 P_2 + m_2 u_2 \cos \theta_2) \quad (3.31)$$

Conservation de l'énergie :

$$m_3 H_3 = m_1 \left(h_1(T_1) + \frac{u_1^2}{2} \right) + m_2 \left(h_2(T_2) + \frac{u_2^2}{2} \right) \quad (3.32)$$

De plus, en supposant que les deux fluides et le mélange final sont des gaz parfaits, l'équation des gaz parfaits permet la résolution du système d'équations présenté. Ainsi, l'équation d'état pour le mélange final devient pour un gaz parfait :

$$p_3 = \rho_3 R_3 T_3 \quad (3.33)$$

La résolution de ce système d'équations requiert la connaissance de toutes les propriétés des deux fluides (indices 1 et 2) et d'au moins une des propriétés du mélange finale (indice 3), soit $A_3 \cdot P_3 \cdot \rho_3 \cdot T_3$ ou u_3 . Par une méthode de résolution semblable à celle employée par Mayer, le système d'équations peut se résoudre de cinq façons différentes, soit en imposant l'aire de sortie, ou la pression, ou la température, ou la densité, ou la vitesse du mélange finale.

3.3. Combustion supersonique

3.3.1 Equations de la combustion

La combustion est une réaction exothermique entre un combustible et un oxydant (les réactifs). La structure de flamme se décline classiquement en deux types, celle-ci est dite de prémélange ou non-prémélange (de diffusion), suivant que les réactifs sont initialement prémélangés ou non. Dans un moteur scramjet, le combustible est injecté directement au sein de l'écoulement d'air supersonique, conduisant a priori à une combustion de type non prémélange. Cependant, la forme particulière des chambres de combustion son des cavités plus ou moins ouvertes, a pour conséquence d'accroître le mélange combustible/comburant et de laisser place à une combustion partiellement prémélange, et les hautes pressions et températures rencontrées favorisent également l'auto-allumage local. Aucun régime de

combustion : diffusion, prémélange et auto- inflammation ne peut donc être écarté quand on s'intéresse à la combustion en régime supersonique.

Dans le présent travail, tous les gaz sont traités comme idéaux, ce qui signifie que leurs propriétés thermodynamiques suivent l'équation d'état des gaz parfaits :

$$p = \rho RT \quad (3.34)$$

Où p, ρ et T sont respectivement la pression, la densité et la température du gaz. R est défini comme :

$$R = \frac{\bar{R}}{M} \quad (3.35)$$

Où \bar{R} est la constante universelle des gaz ($8.314 \text{ kJ}/(\text{kmol} \cdot \text{K})$) et M est la masse molaire des gaz. Dans un mélange de n gaz, la masse totale est la somme des masses de gaz individuelles :

$$m = \sum_{k=1}^n m_k \quad (3.36)$$

La fraction massique dans une espace donne comme suit :

$$y_k = \frac{m_k}{m} \quad (3.37)$$

Le nombre de moles pour chaque gaz est exprimé en n , et la fraction molaire de l'espèce est définie comme suit :

$$x_k = \frac{n_k}{n} \quad (3.38)$$

La masse molaire du mélange peut être calculée en utilisant :

$$M = \sum_{k=1}^n x_k M_k \quad (3.39)$$

Le mélange dont traite la présente étude est de l'air standard et de l'hydrogène. L'air standard est supposé contenir 79 % d'azote (N_2) et 21 % d'oxygène (O_2) en volume. L'air réel contient également 0,93% d'argon et des traces de dioxyde de carbone, mais sont ici négligés. Le rapport de la fraction molaire d'azote à la fraction molaire d'oxygène est :

$$\frac{n_{N_2}}{n_{O_2}} = \frac{n_{N_2}}{n} \cdot \frac{n}{n_{O_2}} = 0.79 \frac{1}{0.21} = 3.76 \quad (3.40)$$

Par conséquent, pour chaque mole d'oxygène, il y a 3,76 moles d'azote. La masse molaire de l'air peut être calculée à l'aide de l'équation (3.40) :

$$M_{air} = x_{N_2} \cdot M_{N_2} + x_{O_2} \cdot M_{O_2} \quad (3.41)$$

$$= 0.79 \times 28.0134 + 0.21 \times 31.9988 = 28.85 \text{ kg/kmol}$$

La constante des gaz de l'air peut être calculée à l'aide de l'équation (3.36) :

$$R_{air} = 288,2 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K}).$$

Pour l'hydrogène

$$M_{h_2} = 2 \text{ 016 kg/kmol} \quad \text{et donc} \quad R_{h_2} = 4 \text{ 124 J}/(\text{kg} \cdot \text{K}).$$

L'équation globale exprimant la combustion d'une mole d'hydrogène avec de l'air standard est :



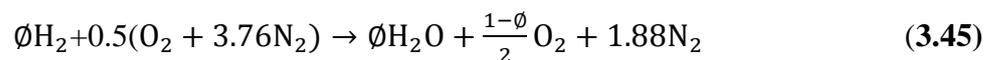
Dans l'équation (3.43), l'hydrogène est oxydé et converti en eau. L'azote est un gaz inerte et est donc supposé non réactif. Cette équation représente la situation où l'hydrogène et l'oxygène sont en quantité suffisante pour oxyder complètement le carburant sans aucun reste d'oxygène. C'est le cas lorsqu'il y a 0,5 mole d'oxygène pour chaque mole d'hydrogène, ou lorsque $\frac{x_{H_2}}{x_{O_2}} = 2$. Cette proportion est dite stœchiométrique. Le rapport carburant-air basé sur la masse stœchiométrique de l'équation (3.43) peut être exprimé comme suit :

$$\left(\frac{m_f}{m_{air}}\right)_{st} = \left(\frac{n_{H_2} \cdot M_{H_2}}{n_{O_2} \cdot M_{O_2} + n_{N_2} \cdot M_{N_2}}\right)_{st} = \frac{1 \times 2.016}{0.5 \times 32 + 0.5 \times 3.76 \times 28} = 0.02937 \quad (3.43)$$

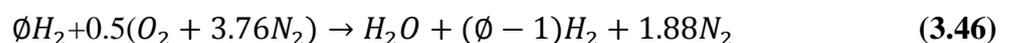
Le mélange est dit pauvre en carburant lorsque $x_{H_2}/x_{O_2} < 2$ et riche en carburant lorsque $x_{H_2}/x_{O_2} > 2$ qui sont définis comme des conditions non stœchiométriques. Le rapport d'équivalence (6) est utilisé pour déterminer si un mélange donné est pauvre en carburant, stœchiométrique ou riche en carburant et est défini comme :

$$\phi = \frac{\left(\frac{m_f}{m_{air}}\right)_{mix}}{\left(\frac{m_f}{m_{air}}\right)_{st}} \quad (3.44)$$

Où est $\left(\frac{m_f}{m_{air}}\right)_{mix}$ le rapport carburant-air basé sur la masse du mélange donné. Ce dernier est mélange pauvre en carburant si $\phi < 1$, stœchiométrique si $\phi = 1$ et riche en carburant si $\phi > 1$. L'équation suivante s'applique pour toute proportion **hydrogène / air** d'un mélange pauvre donné :



Et un mélange riche donné est représenté par l'équation suivante :



Les équations (3.43), (3.46) et (3.47) sont des équations globales puisque seuls les réactifs et les produits sont affichés. En fait, un grand nombre de réactions chimiques élémentaires (appelées réactions en chaîne) ont lieu et la plupart de ces réactions se déroulent très rapidement. La vitesse à laquelle les réactifs sont consommés, ou à laquelle les produits sont fabriqués, est déterminée par la cinétique chimique.

3.3.2. Equations de conservation de masse et d'espèces

L'équation de conservation de la masse totale pour un écoulement réactif est similaire à celle d'un écoulement inerte car la combustion ne génère pas de masse.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.47)$$

L'équation de conservation de masse pour l'espèce k s'écrit :

$$\frac{\partial \rho Y_k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho (u_i + V_{k,i}) Y_k) = \dot{w}_k \quad \text{pour } k = 1, N \quad (3.48)$$

Avec $V_{k,i}$, la composante i de la vitesse de diffusion V_k de l'espèce k et \dot{w}_k est le taux de production de l'espèce k .

Généralement, la vitesse de diffusion est donnée par la loi de Fick sous la forme :

$$V_{k,i} = -D_k \frac{1}{Y_k} \frac{\partial Y_k}{\partial x_i} \quad \text{pour } k = 1, N_{k-1} \quad (3.49)$$

Où D_k est le coefficient de diffusion de l'espèce k dans le mélange.

L'équation de conservation de l'espèce k devient :

$$\frac{\partial \rho Y_k}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i Y_k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho D_k \frac{\partial Y_k}{\partial x_i} \right) + \dot{w}_k \quad \text{pour } k = 1, N_k \quad (3.50)$$

Dans cette équation, la diffusion de masse due aux gradients de température est négligée.

3.3.3. Equations de la quantité de mouvement

L'équation de la quantité de mouvement se trouve inchangée par la réaction chimique, elle s'écrit :

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho u_j + \frac{\partial}{\partial x_i} \rho u_i u_j = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + \rho \sum_{k=1}^N Y_k f_{k,j} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_i} + \rho \sum_{k=1}^N Y_k f_{k,j} \quad (3.51)$$

Où $f_{k,j}$ est la force de volume agissante sur l'espèce k dans la direction j et τ_{ij} est le tenseur visqueux, donné par :

$$\tau_{ij} = -\frac{2}{3}\mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.52)$$

Le tenseur σ_{ij} combine la pression et le tenseur visqueux sous la forme suivante :

$$\sigma_{ij} = \tau_{ij} - p\delta_{ij} = -p\delta_{ij} - \frac{2}{3}\mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.53)$$

Où μ est la viscosité dynamique et δ_{ij} est le symbole de Krönecner.

3.3.4. Equations de la conservation d'énergie

C'est l'équation la plus affectée par la combustion, elle peut être écrite sous plusieurs formes, une des plus utilisées est celle de l'enthalpie sensible :

$$\frac{\partial \rho h_s}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i h_s) = \dot{w}_T + \dot{Q} + \frac{DP}{Dt} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho \sum_{k=1}^N V_{k,i} Y_k h_{s,k} \right) \quad (3.54)$$

Le flux d'énergie $\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i}$ est le terme de diffusion de chaleur exprimé par la loi de Fourier.

Un second terme $\rho \sum_{k=1}^N V_{k,i} Y_k h_{s,k}$ associe la diffusion de différentes espèces avec des enthalpies différentes. Le terme \dot{Q} représente la source de chaleur due par exemple à un laser où un arc électrique. Le terme \dot{w}_T est le dégagement de chaleur dû à la combustion, il est donné par :

$$\dot{w}_T = - \sum_{k=1}^N \Delta h_{f,k}^0 \cdot \dot{w}_k \quad (3.55)$$

3.3.5. Cinétique chimique

On considère un système chimique (mécanisme réactionnel) de N espèces qui réagissent à travers L réactions.

$$\sum_{k=1}^N v'_{kj} \cdot M_k \rightleftharpoons \sum_{k=1}^N v''_{kj} \cdot M_k \quad \text{pour } j = 1, L \quad (3.56)$$

Où M_k est le symbole chimique de l'espèce k , v'_{kj} et v''_{kj} sont les coefficients stœchiométriques molaires de l'espèce k dans la réaction j .

Le taux de réaction massique global \dot{w}_k est la somme des taux \dot{w}_{kj} produit par les L réactions :

$$\dot{w}_k = \sum_{j=1}^L \dot{w}_{kj} = W_k \sum_{j=1}^L v_{kj} Q_j \quad \text{Avec } Q_j = \frac{\dot{w}_{kj}}{W_k v_{kj}} \quad (3.57)$$

$$\text{Où} \quad v_{kj} = v''_{kj} - v'_{kj} \quad (3.58)$$

Q_j est le taux de progression de la réaction j , il est donné par :

$$Q_j = K_{fj} \prod_{k=1}^N \left(\frac{\rho Y_k}{M_k} \right)^{v_{ij}^f} - K_{bj} \prod_{k=1}^N \left(\frac{\rho Y_k}{M_k} \right)^{v_{ij}^b} \quad (3.59)$$

Avec K_{fj} et K_{bj} sont les taux directs et inverse de la réaction j .

$\frac{\rho Y_k}{M_k}$ est la concentration molaire de l'espèce k . Ces taux constituent un problème central dans la modélisation de la combustion. Ils sont toujours modélisés en utilisant la loi empirique d'Arrhenius :

$$K_{fj} = A_{fj} T^{\beta_j} \exp\left(-\frac{E_j}{RT}\right) = A_{fj} T^{\beta_j} \exp\left(-\frac{T_{aj}}{T}\right) \quad (3.60)$$

La connaissance de taux d'avancement individuel Q_j de chaque réaction nécessite la connaissance de la constante A_{fj} , l'exposant de la température β_j et la température d'activation T_{aj} (ou l'énergie d'activation $E_j = RT_{aj}$). Avant d'identifier ces constantes, un autre défi est l'identification des espèces et des réactions à inclure dans le mécanisme réactionnel.

3.3.6. Rendement de combustion

L'efficacité de la combustion est un terme important qui est principalement employé dans le moteur scramjet à double cavité pour estimer la performance et qui est défini comme suit :

$$\eta_c(X) = \frac{\dot{m}_{h2jet} - \int_{A(x)} \rho Y_{h2} U dA}{\dot{m}_{h2jet}} \quad (3.61)$$

Où $\eta_c(X)$ et $A(x)$ désignent respectivement l'efficacité de la combustion et la surface de la section aux endroits X du flux, \dot{m}_{h2jet} désigne le débit massique total de l'hydrogène injecté à l'entrée du carburant.

3.4. Modélisation numérique

Les équations RANS bidimensionnelles sont les équations directrices (les lois de conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie) qui sont principalement utilisées dans le présent travail et en même temps, les équations d'écoulement sont résolues avec (Density based) à double précision en FLUENT.

Les équations RANS sont préférées pour leur capacité à résoudre sur un maillage grossier et permettent de simplifier l'écoulement stationnaire par rapport aux autres méthodes de calcul telles que la simulation des grands tourbillons, la simulation des tourbillons détachés et la simulation numérique directe [3]. Le schéma amont (SOU) spatialement précis du second

ordre avec la méthode de séparation par advection en amont (AUSM) (advection upstream splitting méthode) est utilisé pour discrétiser les équations gouvernantes [4].

De plus, le choix du modèle de turbulence ($k - \varepsilon$) comme modèle de turbulence est principalement dû à sa robustesse et à sa capacité à s'adapter à l'itération initiale, à l'investigation paramétrique et au mode de conception [5]. Le calcul de la viscosité et de la conductivité thermique est complété en utilisant la loi de mélange pondérée en masse (mass-weighted-mixing-Law).

3.4.1. Modélisation de la combustion

La combinaison des espèces du transport avec le modèle de réaction des tourbillons à vitesse finie/dissipation [6] est le modèle de combustion qui est principalement utilisé dans les travaux de recherche actuels. Au même temps, le mécanisme hydrogène-air en sept étapes de Jachimowski [7] est utilisé à la place du modèle cinétique à une étape [8] en raison de sa capacité à capturer avec précision le comportement de l'onde de choc ainsi que le champ d'écoulement à l'intérieur de la chambre de combustion.

Le mécanisme hydrogène-air influence marginalement les propriétés d'écoulement [9] telles que la pression de paroi dans le champ d'écoulement réactif. Encore une fois, la prédiction de l'emplacement de l'onde de choc à l'intérieur du champ d'écoulement de combustion est effectuée avec plus de précision par (finite-rate/Eddy dissipation) par rapport au modèle (Eddy-dissipation) [10]. Les paramètres de taux pour les divers mécanismes air-H₂ sont représentés dans le **Tableau (3.1)** où le calcul des taux de réaction est complété en utilisant l'équation d'Arrhenius.

Tableau 3.1. Paramètres de débit pour les différents mécanismes H₂-air [7].

Paramètres de débit pour les différents mécanismes H₂-air [7].					
	N. R	Réaction	A(m,Kg,mol,s,k)	N	Ta (K)
Seven Stpe	1	H + OH + M → H₂O + M	2.21×10^{22}	-2	0
	2	H + H + M → H₂ + M	7.30×10^{17}	-1	0
	3	H₂ + O₂ → OH + OH	1.70×10^{13}	0	48000
	4	H + O₂ → OH + O	1.20×10^{17}	-0.9	16800
	5	OH + H₂ → H₂O + H	2.20×10^{13}	0	5150
	6	O + H₂ → OH + H	5.06×10^4	2.7	6268
	7	OH + OH → H₂O + O	6.30×10^{12}	0	1090

Références Bibliographiques:

- [1] Zucrow, M.J., Hoffman, J.D., Gas Dynamics, Vol. 1 & 2, John Wiley & Sons, 1976/77.
- [2] Moerel, J.L.P.A and Halswijk, W.H.C, "System Analysis of High Speed, Long Range Weapon Systems", AIAA 2005-5819.
- [3] Zingg DW, Godin P. A perspective on turbulence models for aerodynamic flows. *Int J Comput Fluid Dynamic* 2009;23:327-35.
- [4] Huang W, Li Yan. Numerical investigation on the ram-scam transition mechanism in a strut-based dual-mode scramjet combustor. *Int J Hydrogen Energy* 2016;41:4799-807.
- [5] Huang W, Ma L, Wang ZG, Pourkashanian M, Ingham DB, Luo SB, et al. Flow-field analysis of a typical hydrogen-fueled dual-mode scramjet combustor. *J Aero Eng* 2012;25(3):336-46.
- [6] Tu J, Yeoh GH, Liu C. *Computational fluid dynamics: a practical approach*. Oxford, UK: Elsevier, Butterworth- Heinemann; 2008.
- [7] Jachimowski CJ. An analytical study of the hydrogen air reaction mechanism with application to scramjet combustion. NASA TP-2791. 1988.
- [8] Smirnov NN, Nikitin VF. Modeling and simulation of hydrogen combustion in engines. *Int J Hydrogen Energy* 2014;39:1122-36.
- [9] Huang W, Wang ZG, Li S, Liu W. Influences of H₂O mass fraction and chemical kinetics mechanism on the turbulent diffusion combustion of H₂-O₂ in supersonic flows. *Acta Astronaut* 2012;76:51-9.
- [10] Huang W, Wang ZG, Yan L, Li SB, Ingham DB. Variation of inlet boundary conditions on the combustion characteristics of a typical cavity-based scramjet combustor. *Proc Inst Mech Eng G J Aerosp Eng* 2014;228:627-38.

Chapitre 4

Résultats et discussion

Sommaire

4.1	Introduction	50
4.2	Description de la géométrie	50
4.3	Maillage :	51
4.4	Conditions aux limites	51
4.5	Validation des résultats	52
4.6	Résultats et discussion :	53
4.6.1	Variation de la pression d'injection d'Hydrogène :	53
4.6.2	Variation d'angle d'injection de l'Hydrogène :	62
4.6.3	Rendements De Combustion	68
4.6.4	Utilisation d'autre combustible (Kérosène).....	68
4.7	Conclusion	69

4.1 Introduction

Pour les scramjets, l'air entrant dans la chambre de combustion doit être supersonique pour éviter la dissociation excessive des gaz. En conséquence, le temps disponible pour l'injection du carburant, le mélange fuel-air et la combustion est très court. De nombreuses études ont été effectuées et différentes stratégies d'injection ont été suggérées pour surmonter les limitations imposées par le court temps de séjour. Le but du présent travail est d'étudier l'effet de la variation des conditions aux limites d'admission de l'hydrogène comme un combustible et leur angle d'injection et l'utilisation d'autre combustible (Kérosène) sur les champs d'écoulement dans la chambre de combustion scramjet à double cavité.

4.2 Description de la géométrie

La géométrie, ainsi que la dimension, qui est utilisée pour le présent travail, est exactement similaire à celui étudié expérimentalement par **Yang et al [1]** et numériquement par **Chaubey et al [2]**. La hauteur et la largeur de la chambre de combustion est de 40 mm dans la direction y et de 50 mm direction z respectivement. Deux cavités sont situées à la fois sur les parois de la chambre de combustion qui ont une profondeur de $D=8\text{mm}$ tandis que l'angle arrière est de 45° . L'emplacement de l'injecteur de carburant est principalement situé à une distance de 10 mm en amont de chaque bord d'attaque de cavité d'où le H_2 est injecté à $\text{Mach} = 1$. Le diamètre de l'injecteur du carburant est 2 mm (**Figure 4.1**). Le bord d'attaque de la cavité est positionné à une distance de 40 mm de l'entrée de la chambre de combustion alors que la longueur totale du domaine de calcul est environ 262 mm.

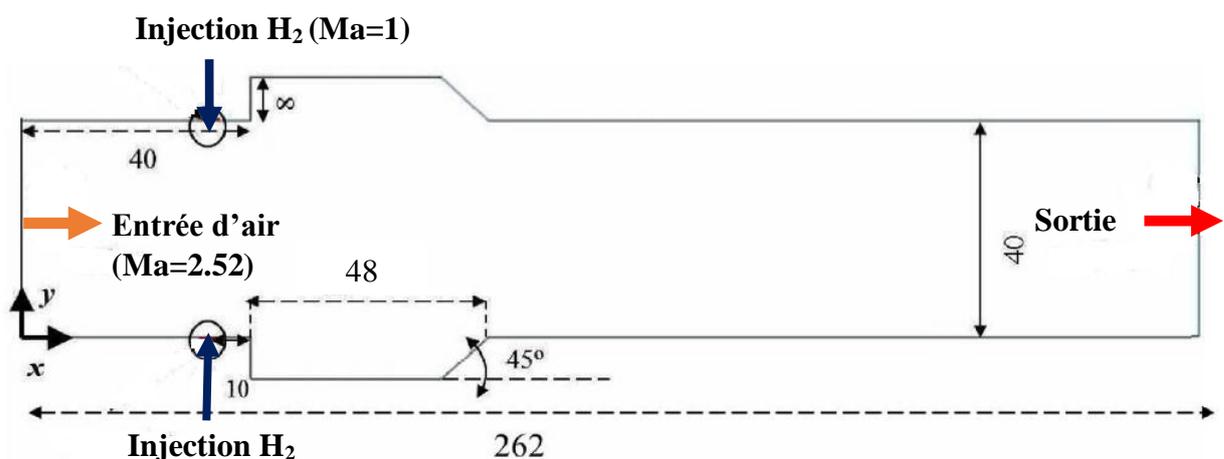


Figure 4.1 : Schéma du domaine de calcul 2D de la chambre de combustion à double cavité Scramjet (les dimensions sont en mm).

4.3 Maillage

Afin d'effectuer, l'indépendance du maillage dans la présente simulation, trois maillages différents sont rapportés dans cette étude, à savoir raffiner de (84230 éléments), maillages moyennes (122884 éléments) et fin de (165235 éléments) qui est ensuite suivi par la comparaison avec les courbes de pression pariétale pour des résultats obtenus expérimentalement et numériquement par **Yang et al [1]** et **Choubey [2]**.

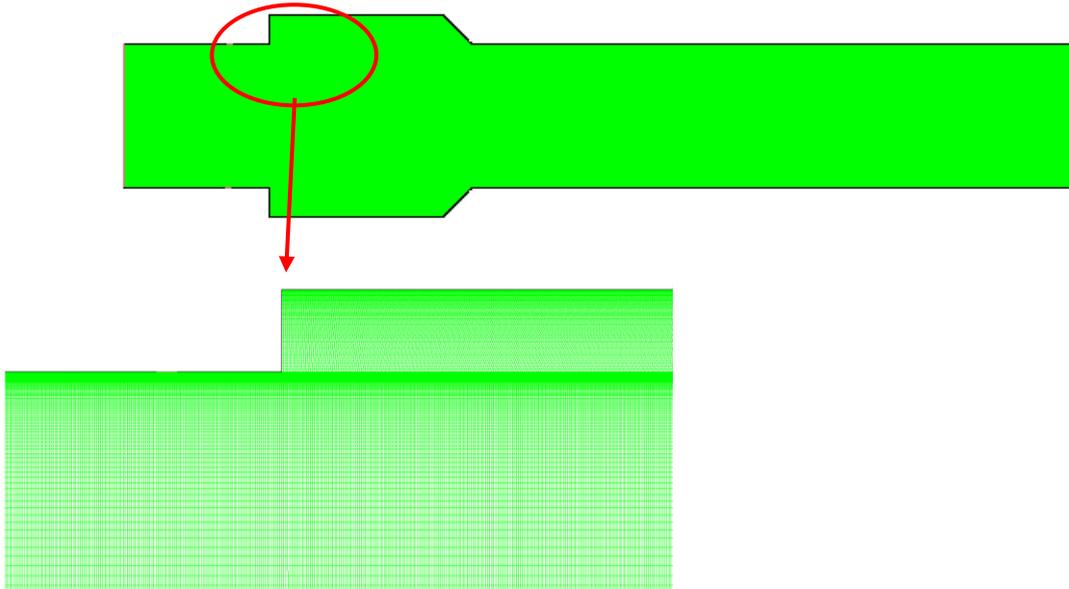


Figure 4.2 : Maillage rectangulaire de la chambre de combustion à double cavité.

4.4 Conditions aux limites

Le **Tableau (4-1)** représente la valeur de nombre de Mach, la température totale, la pression totale et de la fraction molaire des espèces pour H_2 ainsi que l'air qui sont tirées à partir des travaux expérimentaux de **Yang [1]** et **Choubey [2]** en raison de la nature du flux supersonique.

Tableau (4.1) : Les conditions aux limites employées dans le modèle de la validation [1,2].

	Ma	P_0 (Mpa)	T_0 (K)	Y_H	Y_{o2}	Y_{H2O}
Air	2.52	1.6	1486	0	0.23	0.032
Hydrogène	1	0.8	300	1	0	0

4.5 Validation des résultats

La **Figure 4.3** signifie que les valeurs numériquement atteinte les pics de pression pour le maillage (122884 éléments) et de (165235 éléments) sont presque la même. Bien que la valeur d'augmentation de pression obtenue par la simulation soit sous-estimée dans une certaine position, mais dans l'ensemble, des résultats adéquats est remarqué par rapport aux résultats numérique de **Choubey et al [2]**, on va choisir le maillage (122884 éléments) pour sa rapidité de calcul.

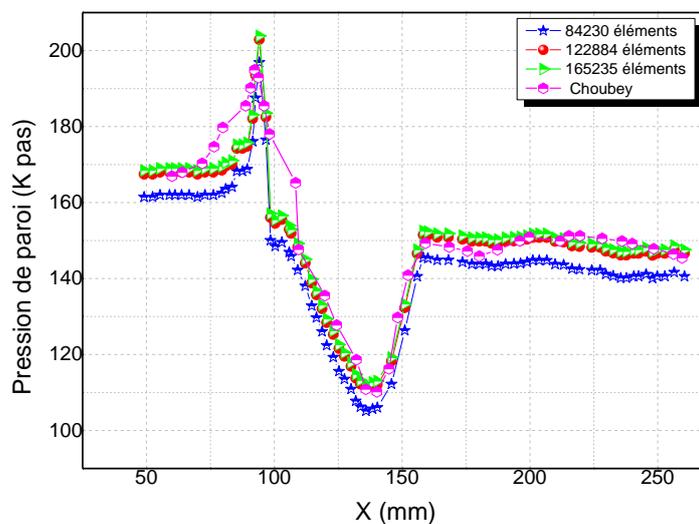


Figure (4.3) : Distribution de la pression statique au long de la paroi.

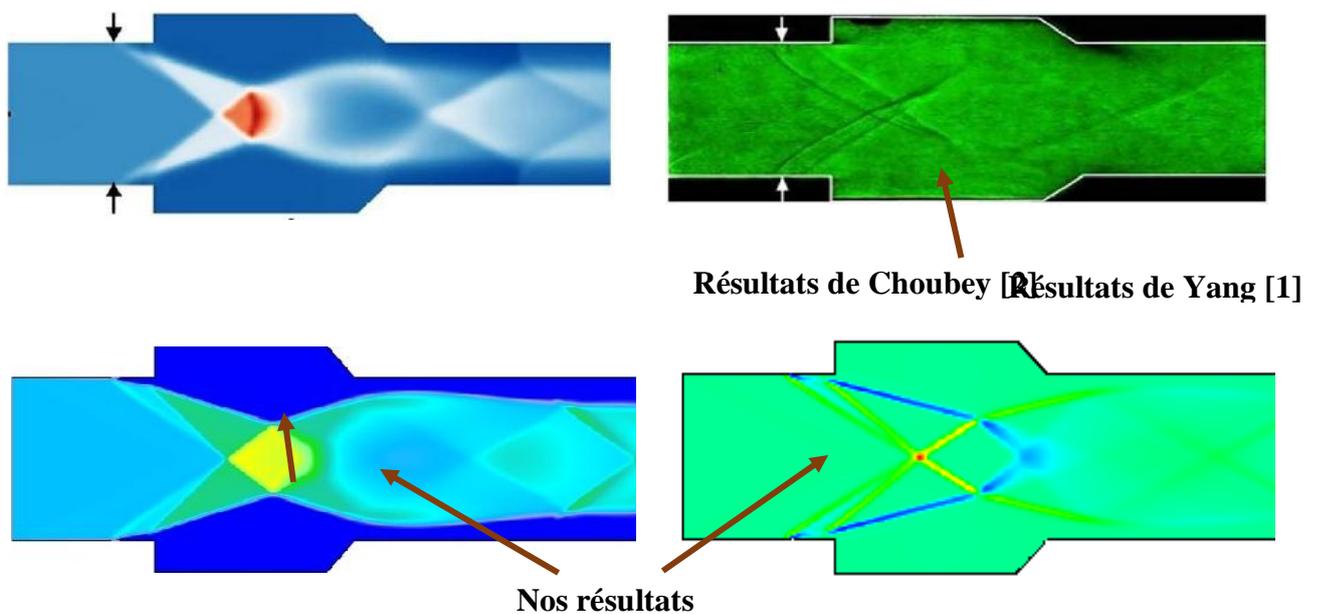


Figure 4.4: Champs de densité (gauche) et gradient de densité (droite).

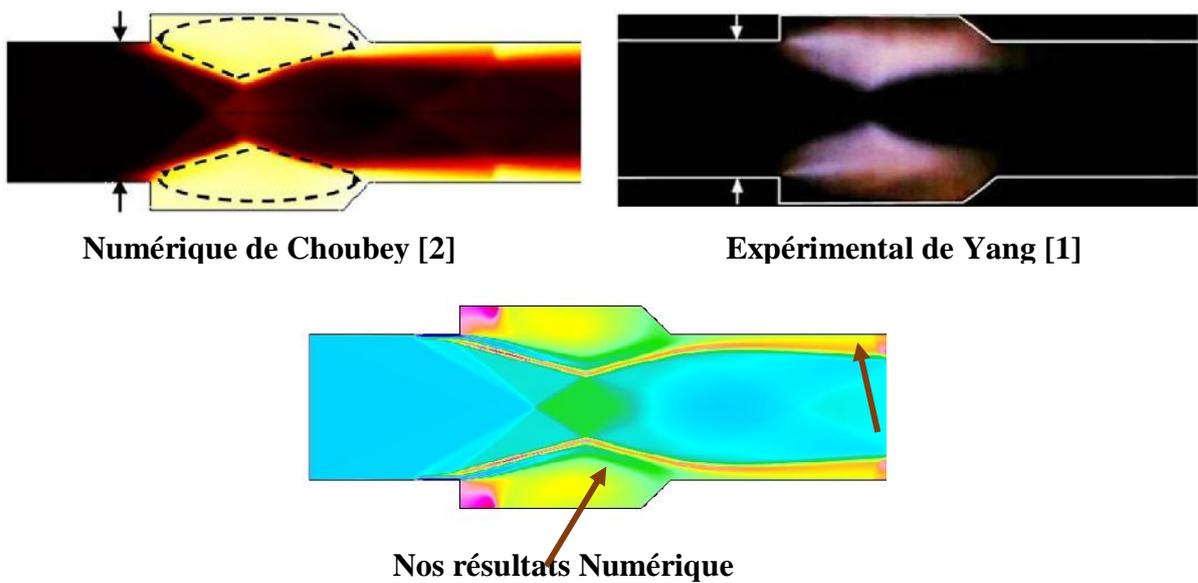


Figure 4.5: Champs de température statique.

4.6 Résultats et discussion

4.6.1 Variation de la pression d'injection d'Hydrogène :

Tableau (4.2) : Variation des conditions limites de l'entrée du carburant.

	Cas 01	Cas 02	Cas 03	Cas 04
P_0 (Mpa)	0.8	0.6	1.2	1.8
Ma	1	1	1	1

Dans cette partie nous allons examiner l'influence des différentes conditions aux limites d'admission de l'hydrogène entrant sur le champ d'écoulement dans une chambre de combustion à double cavité, on a réalisé une simulation numérique pour différentes conditions d'admission du carburant H_2 [Tableau 4.2] en maintenant le nombre de Mach d'hydrogène constant égale à 1.

4.6.1.1. Les champs d'écoulement

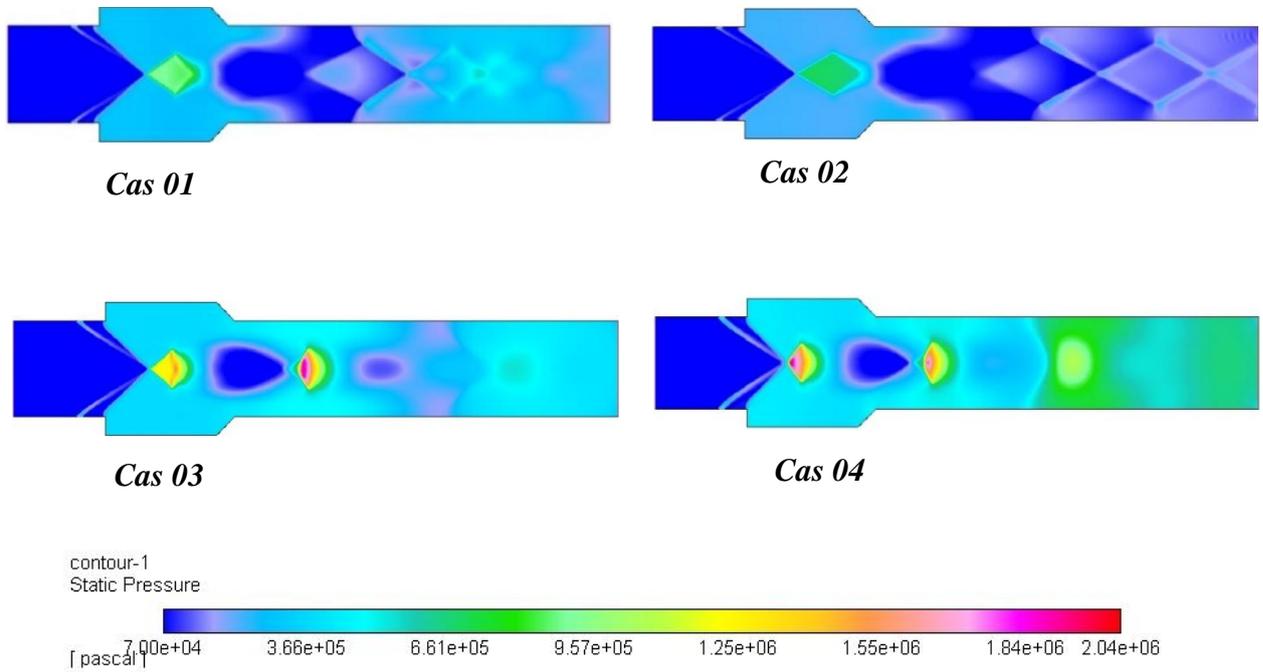


Figure 4.6 : Champs de pression statique.

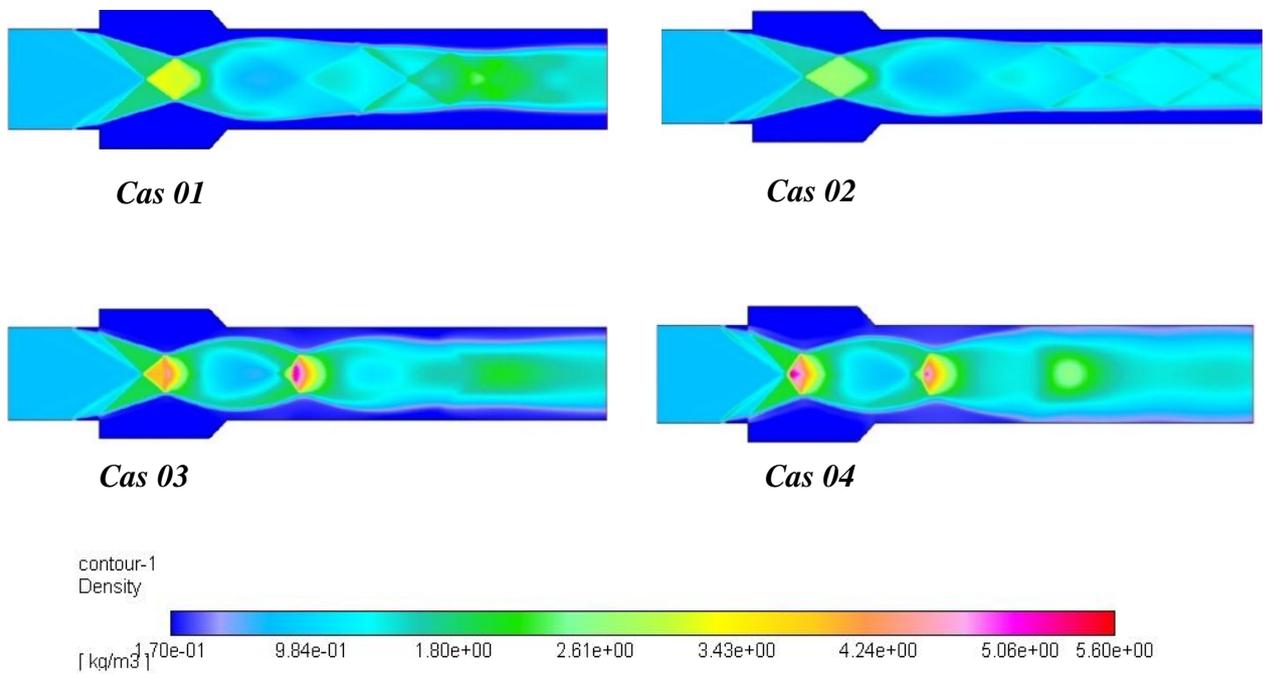


Figure 4.7 : Champs de densité.

Les **figures (4.6)** et **(4.7)** illustrent les champs de pression et de densité pour des différentes pressions d'injection d' H_2 . La pression monte autour des cavités et une zone de pression assez élevée apparaît dans le cœur d'écoulement, un vortex majeur se développe sous/au-dessus de la couche de cisaillement de la cavité et prédomine l'écoulement dans les zones de recirculation. Les noyaux de vortex près de la région de haute pression compriment le flux entrant. Pour le cas 3 et 4, une région avec une pression plus élevée peut être observée dans le flux central, la zone de haute pression, comparée à celle de cas 1 et 2, se déplace vers l'entrée de la chambre de combustion.

La **figure (4.8)** illustre les champs de température pour des différentes pressions d'injection d' H_2 , d'après ces champs, on peut facilement remarquer que la région de haute température se trouve principalement près de la partie de la paroi et non dans la ligne centrale de la chambre de combustion. La rencontre de H_2 et de l'air à grande vitesse est principalement responsable de la formation d'ondes de choc qui sont ensuite suivies par l'initiation des phénomènes de combustion à l'intérieur du moteur scramjet. De plus, la présence d'une zone de recirculation à l'intérieur de la cavité permet de ralentir la vitesse supersonique de l'air jusqu'à une vitesse subsonique parfois. Par conséquent, le carburant a suffisamment de temps pour se mélanger et brûler correctement avec l'air, ce qui s'accompagne d'une augmentation correspondante de la température à proximité de la cavité.

Bien que les cas 1 et 2 atteignent une température élevée près de la cavité, cette région s'étend également en aval de la chambre de combustion le long de la paroi, on observe que la plupart des phénomènes de combustion s'insèrent presque dans un petit espace de la chambre de combustion et se produisent principalement près de la région de la cavité. De plus, en raison de la présence de forts tourbillons à l'intérieur de la cavité dans les deux parois, le phénomène de combustion est réalisé plus efficacement dans cette région. L'existence d'une zone de recirculation permet de renforcer le mélange H_2 -air.

Pour les deux cas 3 et 4, les deux phénomènes de combustion ainsi que la propagation des produits de combustion ont lieu en aval de la cavité le long de la paroi. Les flèches rouges marquées sur le champ de température pour les cas 3 et 4 indiquent la transformation du mouvement de la zone de combustion de la cavité vers l'aval.

L'évolution de la température peut être attribuée à des rétroactions positives entre les trois sous-processus, impliquant (1) le fort dégagement de chaleur et les produits chauds générés par les jets et les couches de cisaillement, (2) les zones de recirculation où les principaux tourbillons s'agitent tout en transférant les radicaux actifs, et (3) des zones de combustion hautement pressurisées étendant et comprimant le flux central entrant. La réaction reste robuste dans les couches de cisaillement et les réactifs à haute température sont continuellement transférés dans les zones de recirculation. La flamme initiale provoquée par un allumage réussi est ancrée près des parties arrière des cavités parallèles, ce qui favorise l'accumulation de radicaux actifs. Pendant ce temps, les principaux tourbillons sont en cours de construction, puis accélèrent le transport de l'énergie et des produits chimiques réactifs dans le prémélange frais carburant/air gazeux autour des bords d'attaque.

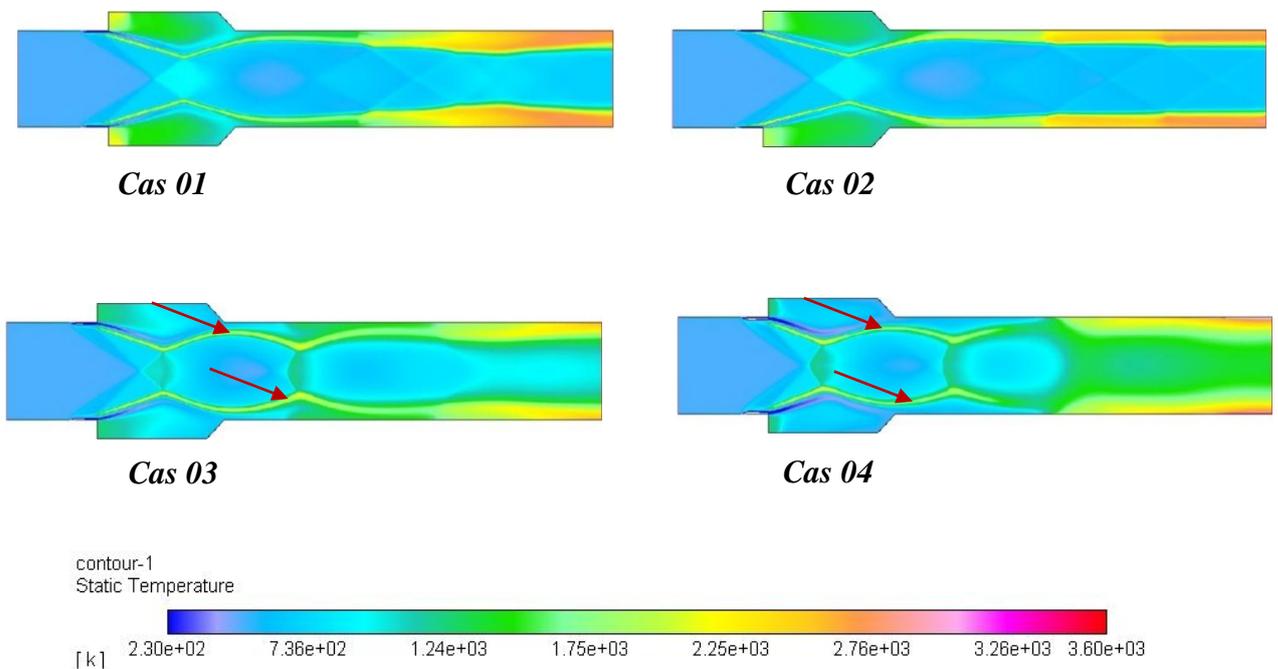


Figure 4.8 : Champs de température statique.

Les **Figures (4.9)** et **(4.10)** représentent les champs de Mach et les champs de vitesse pour différentes pressions d'injection de H_2 , la formation d'ondes de choc a eu lieu près des champs d'écoulement dans la région de la chambre de combustion pour les différents cas et devient presque subsonique pour les deux cas 3 et 4, il y a une formation de deux ondes de choc symétriques dans les champs d'écoulement de la chambre de combustion pour les 4 cas. Nous savons déjà que la présence d'une cavité à l'intérieur de la chambre de combustion permet de maintenir le combustible pendant une durée plus longue grâce à la formation d'un

flux de recirculation. Les tourbillons sont principalement responsables de la formation de la région de recirculation et prolongent également le temps de séjour du combustible dans la partie de la cavité.

La formation de couches de cisaillement due à l'interaction entre la couche limite et les ondes de choc est la raison principale de cette nature abrupte de l'onde de choc. Pour les cas 3 et 4, l'onde de choc la plus en aval étant beaucoup plus faible que l'autre en amont.

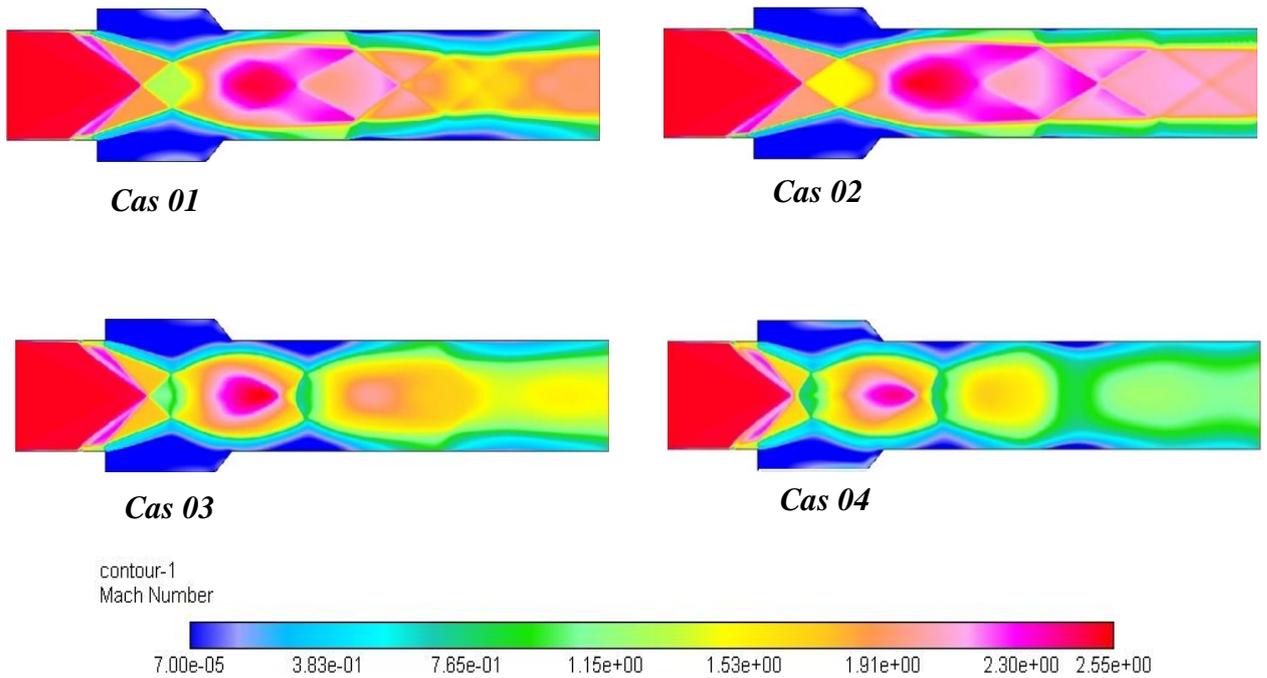


Figure 4.9 : Champs de nombre de mach.

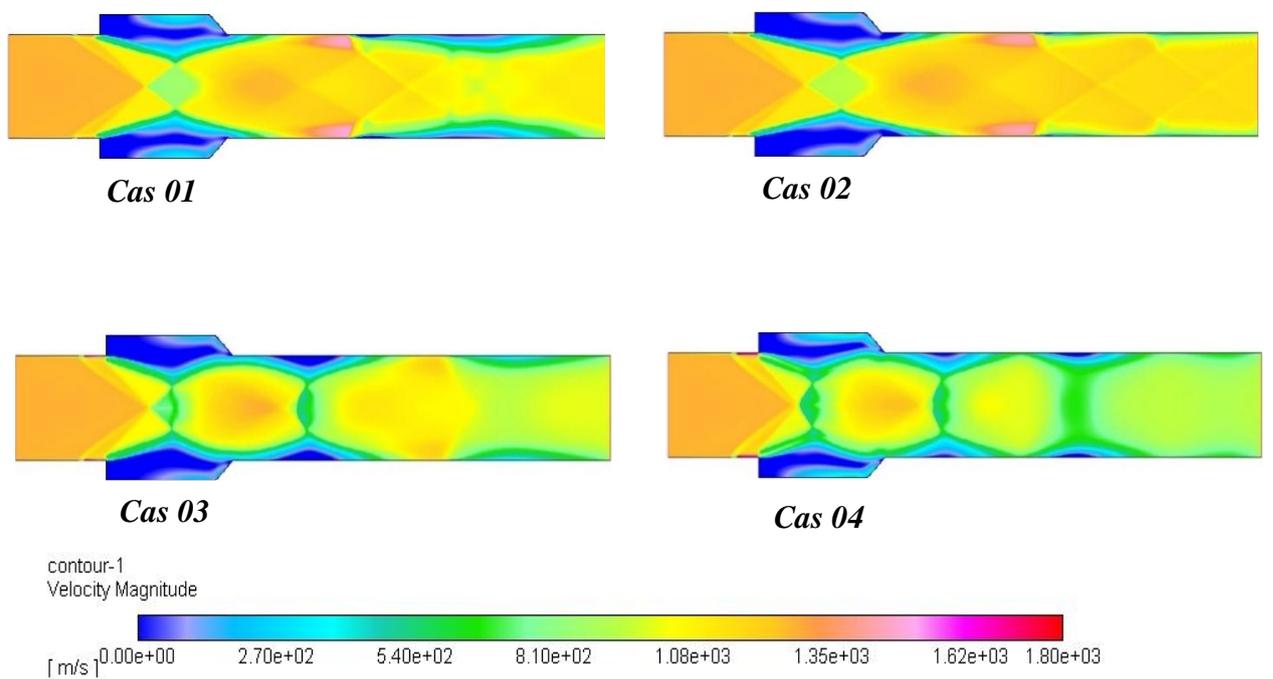


Figure 4.10 : Champs de vitesse.

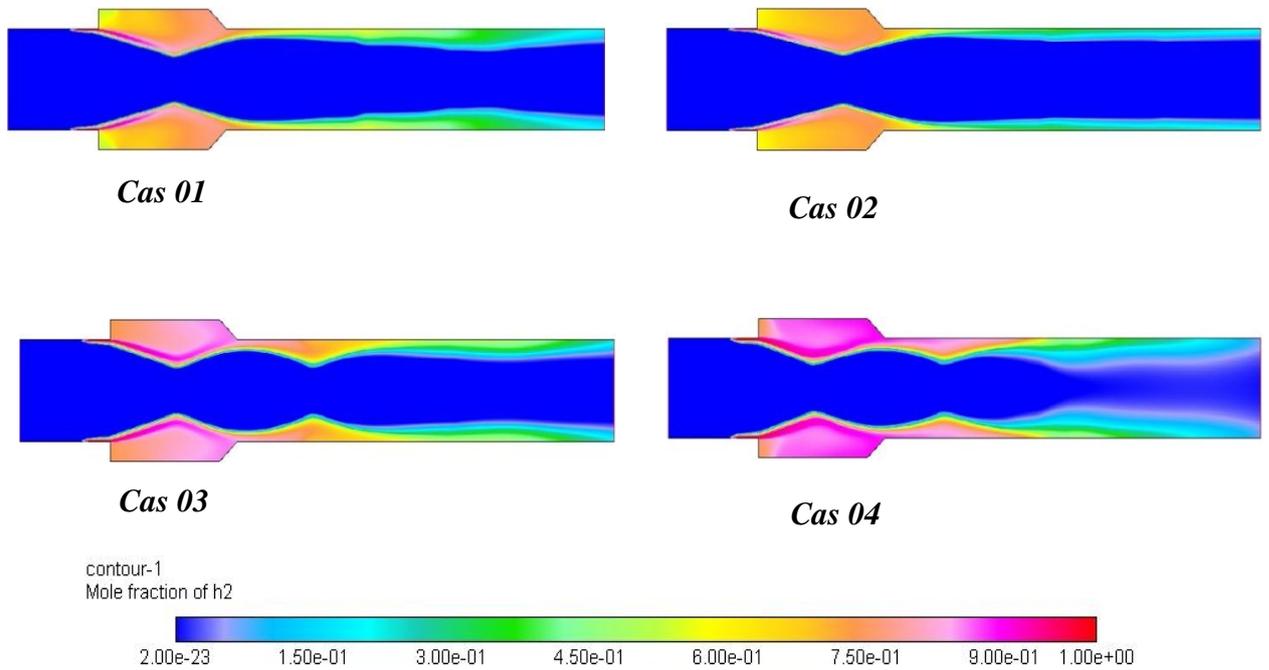


Figure 4.11: Champs de fraction molaire de H₂.

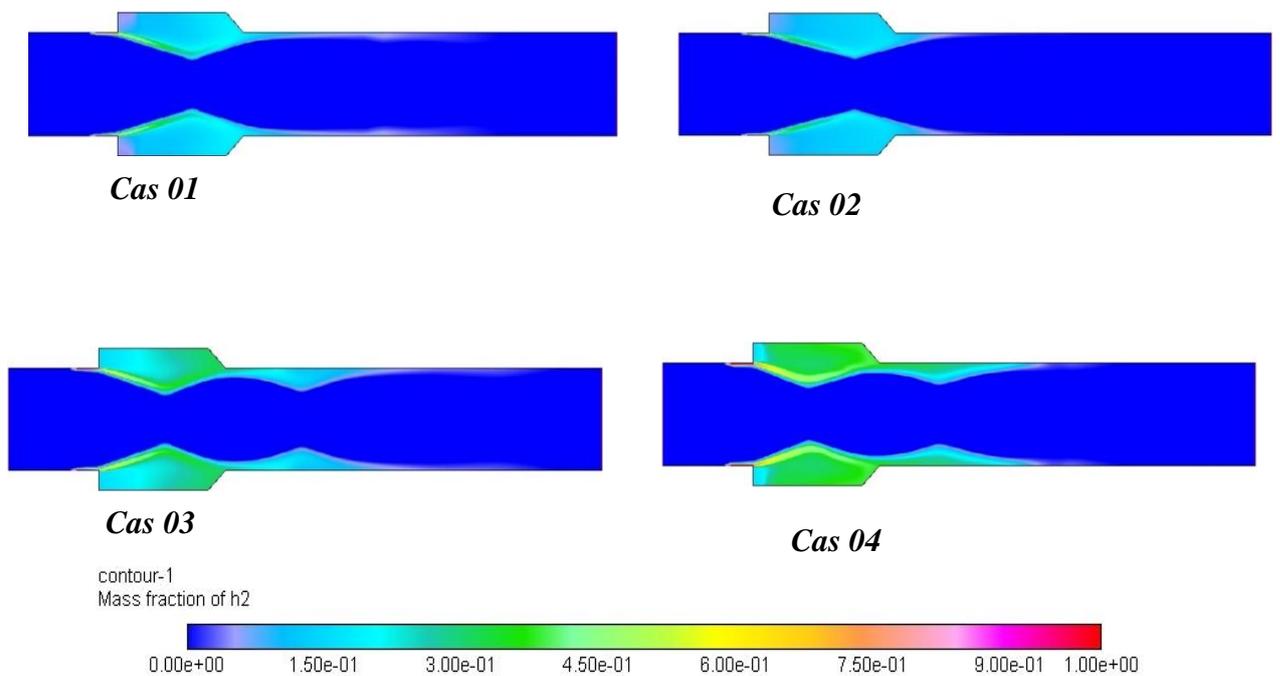
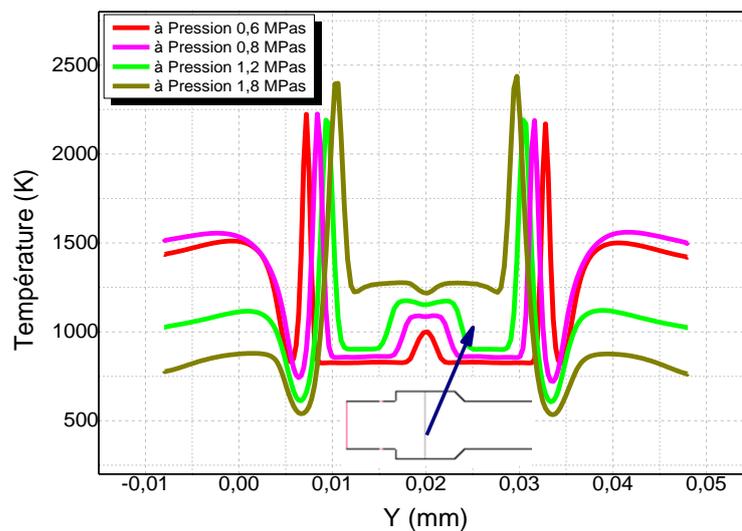


Figure 4.12: Champs de fraction massique de H_2 .

Les **figure (4.11) et (4.12)** représentent respectivement les champs de fraction molaire et massique de l'hydrogène pour différentes pressions d'injection. Les figures montrent qu'après avoir traversé le bord d'attaque de la cavité, les jets d'hydrogène se heurtent à l'onde de choc qui provient de la paroi opposée. Par conséquent, au-delà de la cavité, la pénétration rapide du combustible H_2 dans le flux d'air est considérablement affectée. L'augmentation de la pression d'injection provoque un bon remplissage de carburant dans les cavités à cause de la diminution de la vitesse.

4.6.1.2. Distribution des températures et des vitesses au milieu de la cavité

**Figure 4.13 :** distribution de température au milieu de la cavité.

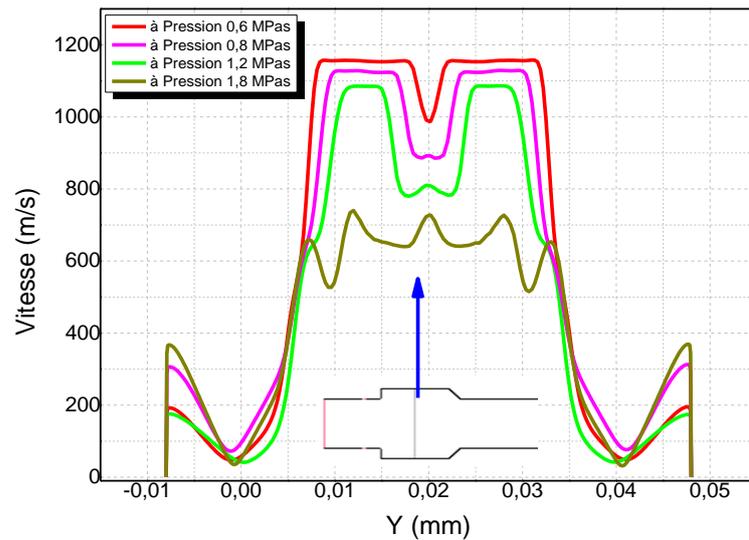


Figure 4.14 : distribution de vitesse au milieu de la cavité.

La **figure (4.13)** illustre les profils de température au milieu de la cavité pour des différentes pressions d'injection d' H_2 , d'après ces profils, on peut remarquer que la région de haute température se trouve principalement près de la partie de la paroi et non dans la ligne centrale de la chambre de combustion.

La **figures (4.14)** représente les profils de vitesse pour différentes pressions d'injection de H_2 , la formation d'ondes de choc a eu lieu près des champs d'écoulement dans la région de la chambre de combustion pour les différents cas et devient presque subsonique pour les deux cas 3 et 4.

4.6.1.3. Rendement de combustion

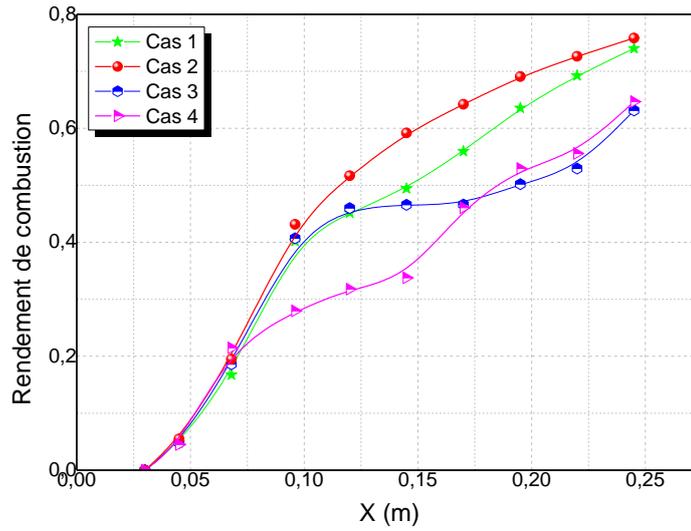


Figure 4.15: Rendement de combustion pour différentes pressions d’injection.

L’efficacité de la combustion pour des différentes pressions d’injection du combustible H_2 est représentée dans la **figure (4.15)**, pour une pression d’injection 0.6 MPa l’efficacité atteinte leur valeur maximale presque 76 %.

4.6.2 Variation d'angle d'injection de l'Hydrogène :

Une approche notable de la génération de structures tourbillonnaires est la rampe aérodynamique, comme celle suggérée par **Fuller et al [3]**. Ce concept consiste en un réseau d'injecteurs avec différents angles d'injection dans les directions axiale et latérale, simulant la génération physique de vortex par un certain nombre de sources de carburant. Le mélange est amélioré par les multiples interactions vortex-injecteur.

Dans cette étape, nous allons étudier l'influence de l'angle d'injection sur les différents champs d'écoulement.

Tableau (4.3) : Variation des conditions limites de l'entrée du carburant (angle d'injection).

	Cas 05	Cas 06	Cas 07
Angle d'injection	15°	30°	45°
Ma	1	1	1
P_0 (Mpa)	0.8	0.8	0.8

4.6.2.1. Les champs d'écoulement

Les deux **figures (4.16)** et **(4.17)** représentent les distributions des champs de pression, et de densité respectivement pour différents angles d'injection d' H_2 , les résultats montrent une grande oscillation du train de choc, commutation des zones de séparation à grande échelle sur les parois supérieure et inférieure, la transformation entre la structure d'écoulement symétrique (cas1) et asymétrique (cas 5,6 et 7). Ainsi, l'angle d'injection est un facteur important affectant l'instabilité de la combustion.

La zone de haute pression apparaît dans le cœur d'écoulement, comparée à celle de cas 1, se déplace vers la cavité supérieure de la chambre de combustion.

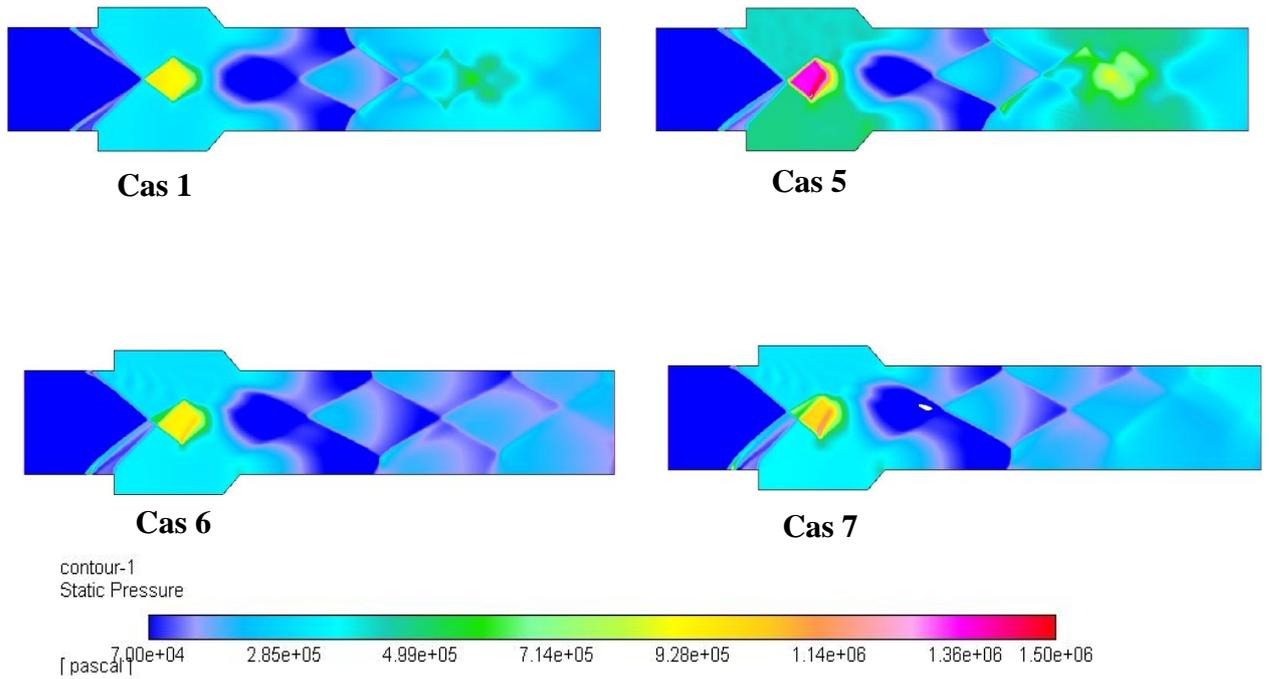


Figure 4.16: Champs de pression statique.

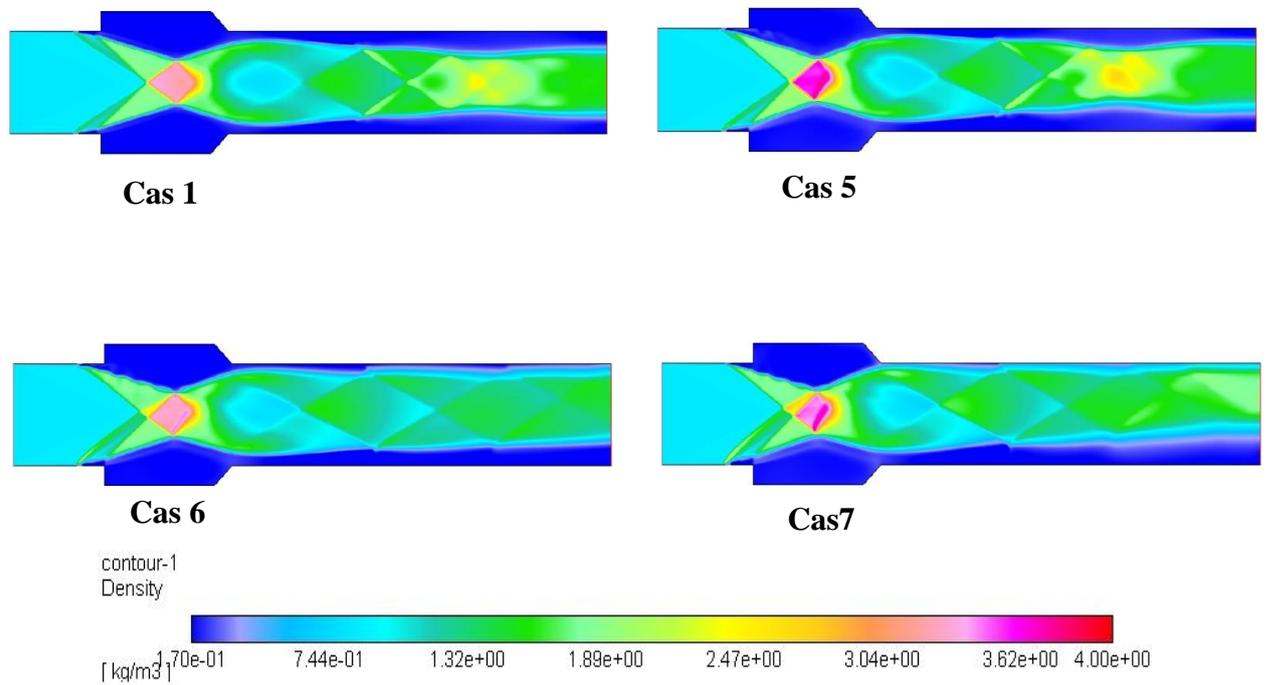


Figure 4.17: Champs de densité.

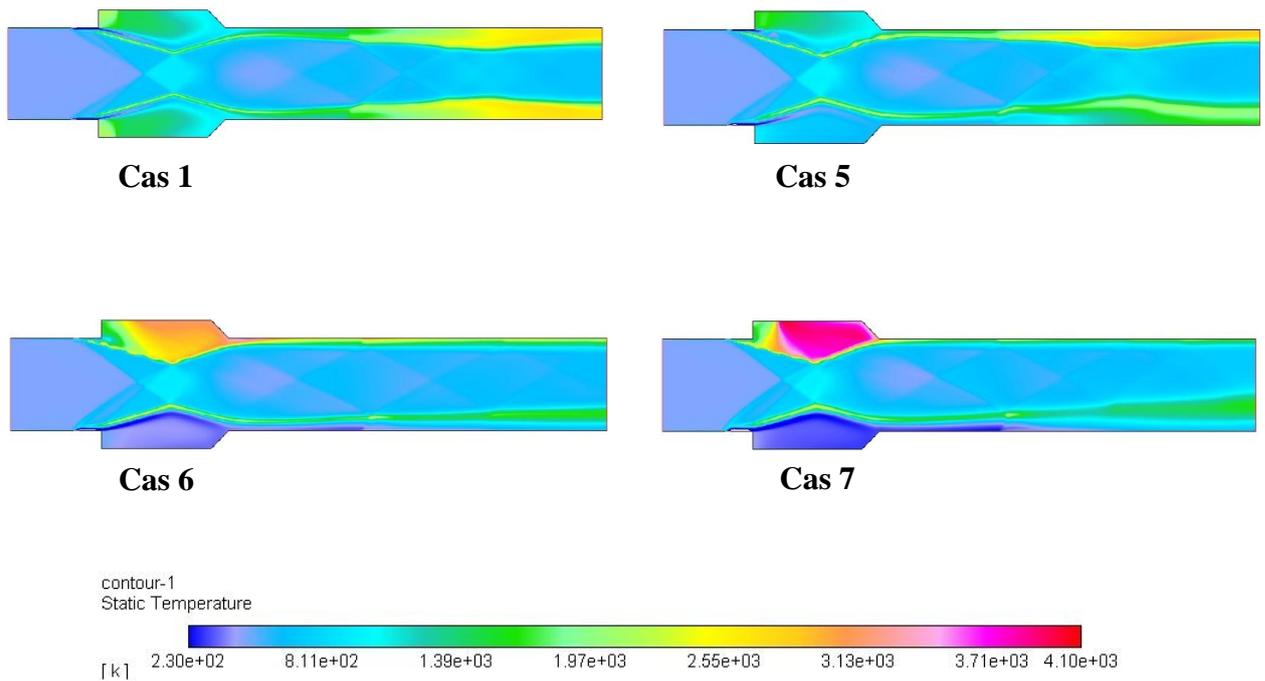


Figure 4.18: Champs de température statique.

On peut remarquer dans la **Figure 4.18** qui représente les champs de température pour différents angles d'injection, que l'emplacement de la région à haute température (cas 1) existe principalement en aval de la cavité et de façon réduite dans cette dernière et non dans la ligne centrale de la chambre de combustion. Contrairement aux cas 5, 6 et 7 où il y a une combustion dissymétrique, la température augmente dans la cavité supérieure avec des différentes intensités ou on reconnaît que dans le (cas 7) la température atteint sa température maximale.

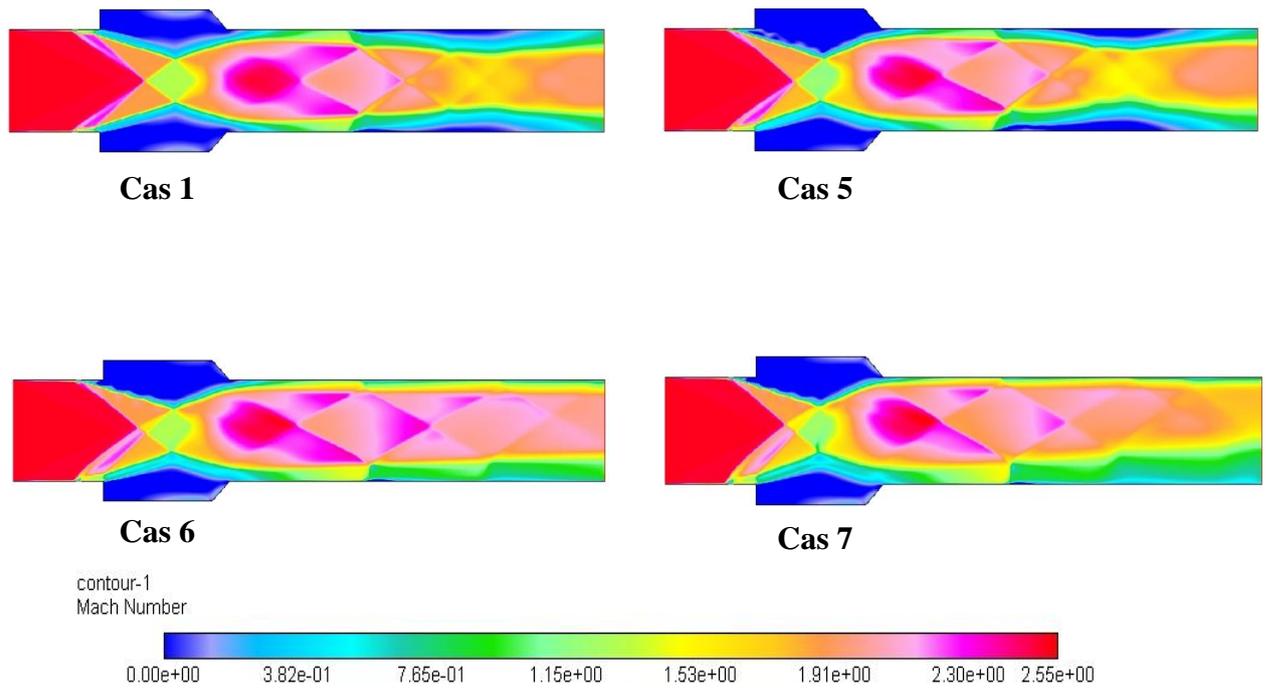


Figure 4.19: Champs de nombre de mach.

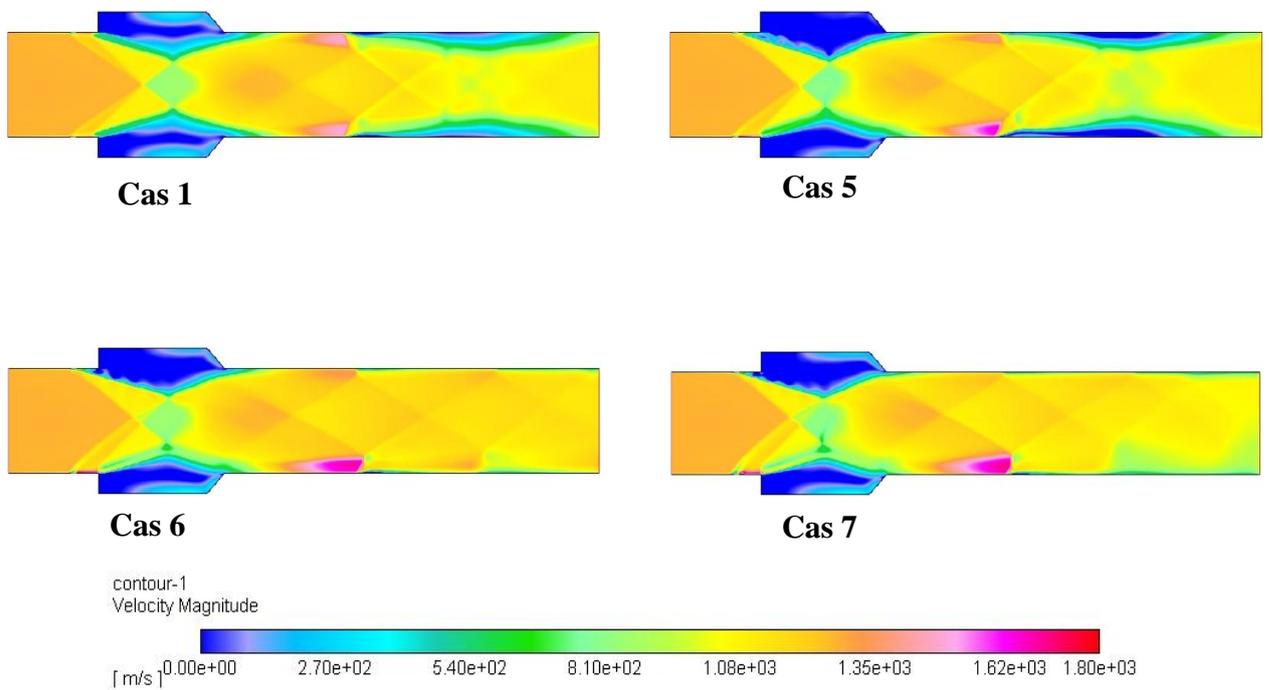


Figure 4.20 : Champs de vitesse.

Les **figures (4.19) et (4.20)** représentent les champs de Mach et les champs de vitesse pour différents angles d'injection de H_2 , la formation d'ondes de choc a eu lieu près des champs d'écoulement dans la région de la chambre de combustion pour les différents cas, pour les cas 5,6 et 7 le fort dégagement de chaleur autour de la cavité supérieure, ce qui permet au train de choc de se déplacer vers la coté supérieur. Au fur et à mesure que le train de chocs se déplace vers la coté supérieur, il s'affaiblit progressivement, ce qui affaiblit la séparation au fond. La plus petite région séparée réduit la profondeur de pénétration locale du combustible et le dégagement de chaleur. Enfin, le train de choc se déplace vers la coté supérieur.

Les champs de fraction molaire et massique de l'hydrogène pour différents angles d'injection d' H_2 sont représentés sur les **Figure (4.21) et (4.22)** respectivement. Les figures montrent qu'après avoir traversé le bord d'attaque de la cavité, les jets d'hydrogène se heurtent à l'onde de choc qui provient de la paroi opposée. Par conséquent, au-delà de la cavité, la pénétration du combustible H_2 dans les cavités est considérablement affectée. La variation de l'angle d'injection provoque un mauvais remplissage de carburant dans les cavités (remplissage totale dans la cavité inférieure et moins intensive dans la cavité supérieure).

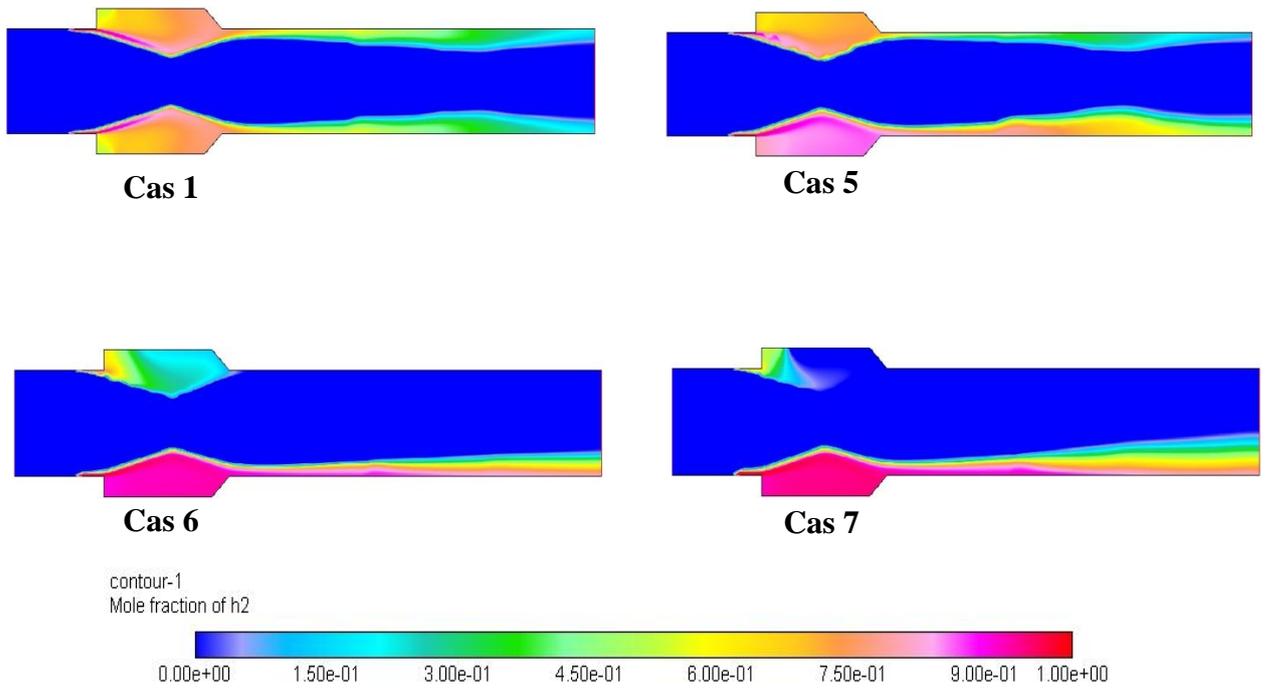


Figure 4.21: Champs de fraction molaire de H_2 .

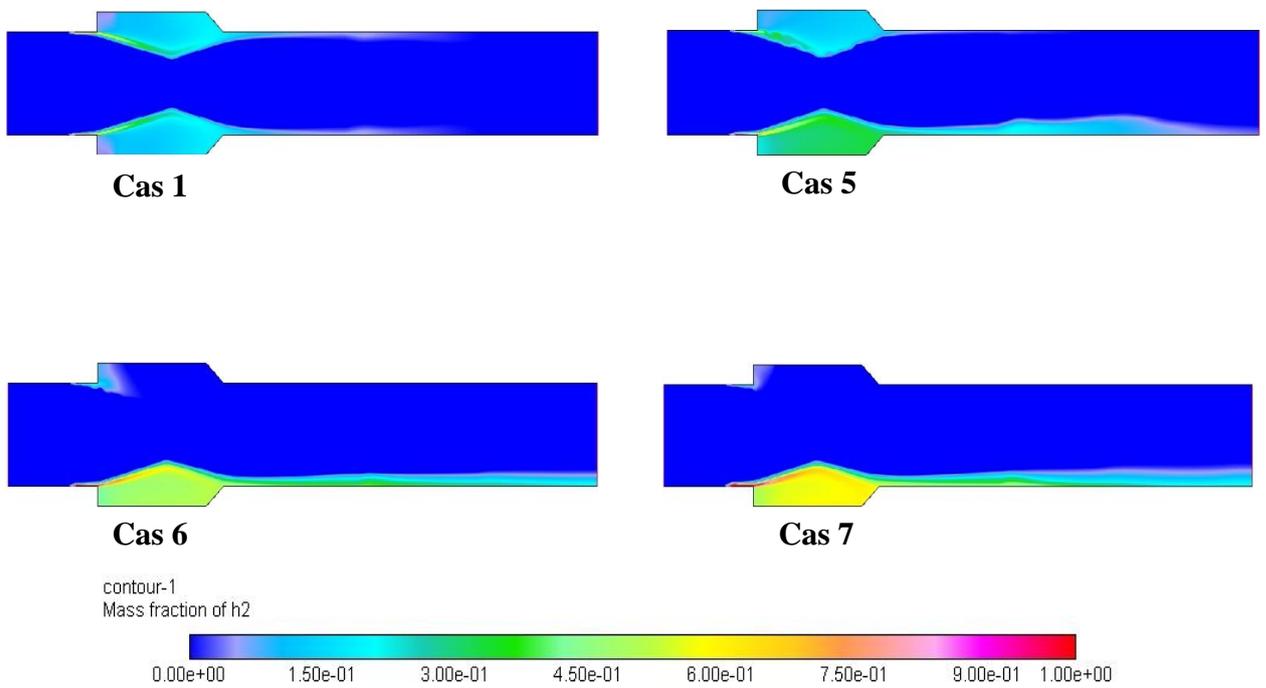


Figure 4.22: Champs de fraction massique de H_2 .

4.6.2.2. Rendements de combustion

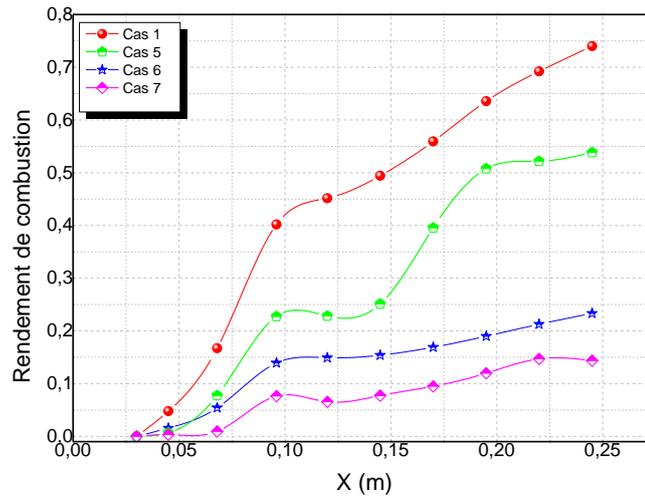


Figure 4.23: Rendement de combustion pour différents d'angles d'injection.

L'efficacité de la combustion pour des différentes angles d'injection du combustible H_2 est représentée dans la **figure (4.23)**, pour une pression 0.8 MPa ou l'injection est axiale, l'efficacité atteinte leur valeur maximale presque 75 %, par contre les différents angles d'injection (cas 5,6 et 7) provoquent un mauvais mélange air-carburant.

4.6.3 Utilisation d'autre combustible (Kérosène)

La **figure (4.24)** illustre les champs de pression statique, température, densité, nombre de Mach et de vitesse pour le Kérosène comme un combustible, d'après ces champs, on peut remarquer que la région de haute température se trouve principalement dans la double cavité ou le Kérosène a suffisamment de temps pour se mélanger et brûler correctement avec l'air, ce qui s'accompagne d'une augmentation correspondante de la température à proximité de la cavité, le phénomène de combustion est réalisé plus efficacement dans cette région.

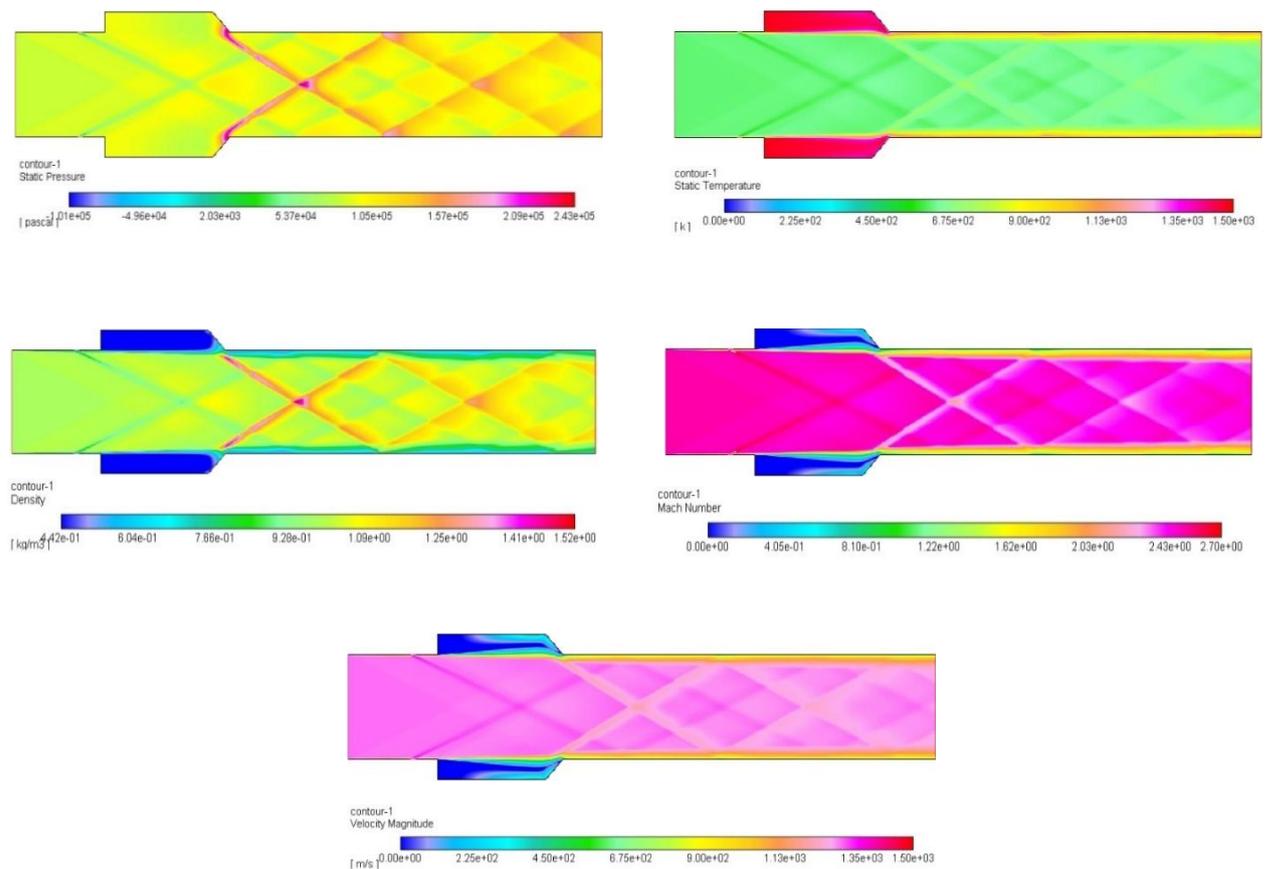


Figure 4.24 : Champs de pression statique, température, densité, nombre de Mach et de vitesse pour le kérosène.

4.7 Conclusion

Dans la présente étude, l'effet de la variation des conditions aux limites d'admission de l'hydrogène comme un combustible et leur angle d'injection et l'utilisation d'autre combustible (Kérosène) sur les champs d'écoulement dans la chambre de combustion scramjet à double cavité a été évaluée numériquement en utilisant les mécanismes de réaction en sept étapes couplées à l'équation RANS en 2D. Les conclusions consécutives sont observées sur la base des résultats numériques discutés ci-dessus.

Références Bibliographiques:

- [1] Yang Y, Wang Z, Sun M b, Wang H, Li L. Numerical and experimental study on flame structure characteristics in a supersonic combustor with dual-cavity. *Acta Astronaut* 2015;117:376e89.
- [2] Choubey, G., & Pandey, K. M. (2018). Effect of variation of inlet boundary conditions on the combustion flow-field of a typical double cavity scramjet combustor. *International journal of hydrogen energy*, 43(16), 8139-8151.
- [3] Fuller, R. P., Wu, P.-K., Nejad, A. S., and Schetz, J. A. (1998). "Comparison of physical and aerodynamic ramps as fuel injectors in supersonic flow," *J. Propul. Power* **14**, 135–145.

C onclusion Générale

L'effet de la variation des conditions aux limites d'admission de l'hydrogène comme un combustible et leur angle d'injection et l'utilisation d'autre combustible (Kérosène) sur les champs d'écoulement dans la chambre de combustion scramjet à double cavité a été étudié numériquement en utilisant les mécanismes de réaction en sept étapes couplées à l'équation RANS en 2D. Le modèle numérique utilisé dans le présent travail est approprié pour conclure les résultats de manière tout à fait adéquate avec le modèle de **Choubey [2]** et l'expérimentale de **Yang et al [1]**.

Les résultats indiquent qu'une zone de pression assez élevée apparaît dans le cœur d'écoulement, un vortex majeur se développe sous/au-dessus de la couche de cisaillement de la cavité et prédomine l'écoulement dans les zones de recirculation.

Une région avec une pression plus élevée peut être observée dans le flux central, la zone de haute pression, lorsqu'en augmente la pression d'injection de l'hydrogène, se déplace vers l'entrée de la chambre de combustion

On a remarqué que la plupart des phénomènes de combustion s'insèrent presque dans un petit espace de la chambre de combustion et se produisent principalement près de la région de la cavité. De plus, en raison de la présence de forts tourbillons à l'intérieur de la cavité dans les deux parois, le phénomène de combustion est réalisé plus efficacement dans cette région. La combustion a lieu en aval de la cavité le long de la paroi et une la transformation du mouvement de la zone de combustion vers l'aval est remarqué lorsque on augmente la pression d'injection de l'hydrogène.

Lorsque on change l'angle d'injection, le fort dégagement de chaleur autour de la cavité supérieur, ce qui permet au train de choc de se déplacer vers la coté supérieur. Au fur et à mesure que le train de chocs se déplace vers la coté supérieur, il s'affaiblit progressivement, ce qui affaiblit la séparation au fond. La plus petite région séparée réduit la profondeur de pénétration locale du combustible et le dégagement de chaleur. Enfin, le train de choc se déplace vers la coté supérieur.

References Bibliographiques:

[1] Yang Y, Wang Z, Sun M b, Wang H, Li L. Numerical and experimental study on flame structure characteristics in a supersonic combustor with dual-cavity. *Acta Astronaut* 2015;117:376e89.

[2] Choubey, G., & Pandey, K. M. (2018). Effect of variation of inlet boundary conditions on the combustion flow-field of a typical double cavity scramjet combustor. *International journal of hydrogen energy*, 43(16), 8139-8151.

Résumé : La chambre de combustion représente une des technologies de base qui commandent le développement des moteurs de propulsion hypersoniques. Le temps disponible pour l'injection du combustible, la création du mélange réactif comburant-carburant, et la combustion est très court. Certain nombre d'études ont été effectuées et différentes stratégies d'injection ont été suggérées pour que des configurations de chambre de combustion des moteurs de propulsion hypersoniques (Scramjet) surmontent les limitations imposées par le court temps de séjour de l'écoulement. Le but du présent travail est d'étudier l'effet de la variation des conditions aux limites d'admission de l'hydrogène comme un combustible et leur angle d'injection et l'utilisation d'autre combustible (Kérosène) sur les champs d'écoulement dans la chambre de combustion scramjet à double cavité. Des résultats adéquats est remarqué par rapport aux résultats numériques et expérimentales de littérature.

Mots clés : Ecoulements réactifs - Solveur compressible - Calcul parallèle - Scramjet - Injection transversale - Méthode des volumes finis.

Abstract: The combustion chamber represents one of the basic technologies driving the development of hypersonic propulsion engines. The time available for fuel injection, creation of the reactive oxidizer-fuel mixture, and combustion is very short. A number of studies have been carried out and different injection strategies have been suggested for combustor configurations of hypersonic propulsion engines (Scramjet) to overcome the limitations imposed by the short residence time of the flow. The purpose of the present work is to study the effect of the variation of the boundary conditions of admission of hydrogen as a fuel and their angle of injection and the use of other fuel (kerosene) on the fields of flow in the twin-cavity scramjet combustor. Adequate results are noticed with respect to numerical and experimental results from literature.

Keywords: Reactive flows - Compressible solver - Parallel computing - Scramjet -

المخلص: تمثل غرفة الاحتراق إحدى التقنيات الأساسية التي تقود تطوير محركات الدفع التي تفوق سرعتها سرعة الصوت. الوقت المتاح لحقن الوقود وإنشاء خليط الوقود المؤكسد التفاعلي والاحتراق قصير جدًا. تم إجراء عدد من الدراسات وتم اقتراح استراتيجيات حقن مختلفة لتكوينات الاحتراق لمحركات الدفع التي تفوق سرعتها سرعة الصوت (سكرامجت) للتغلب على القيود التي يفرضها وقت مكوث التدفق القصير. الغرض من هذا العمل هو دراسة تأثير اختلاف الشروط الحدودية لدخول الهيدروجين كوقود وزاوية حقنه واستخدام الوقود الآخر (الكيروسين) في مجالات التدفق في محرك سكرامجت ثنائي التجويف الاحتراق. يتم ملاحظة نتائج كافية فيما يتعلق بالنتائج العددية والتجريبية من المؤلفات.

الكلمات المفتاحية: التدفقات التفاعلية - المحلول القابل للضغط - الحوسبة المتوازية - سكرامجت - الحقن المستعرض - طريقة الحجم المحدود.