

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE AKLI MOHAND OULHADJ – BOUIRA
FACULTE DES SCIENCES ET DES SCIENCES APPLIQUEES
DEPARTEMENT : GENIE MECANIQUE



Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du Diplôme de Master Génie mécanique

Option : Energétique

Thème :

**Analyse de la structure de la flamme de diffusion H_2/O_2 et
 CH_4/O_2 : Application a une chambre de combustion d'un moteur
fusée**

Présenté par :

ALEM Nassim

DJEMAOUNE Fouad

Soutenu le: 02/07/ 2023 Devant le jury composé de :

<i>Nom et Prénom</i>	<i>Grade</i>		
<i>MAHFOUD Brahim</i>	<i>PR</i>	<i>UAMO Bouira</i>	<i>Président</i>
<i>BENSALEM Chafik</i>	<i>MCB</i>	<i>UAMO Bouira</i>	<i>Promoteur</i>
<i>MOUSSAOUI Mohamed</i>	<i>MCB</i>	<i>UAMO Bouira</i>	<i>Examineur</i>

Année Universitaire : 2022/2023



نموذج التصريح الشرفي الخاص بالالتزام بقواعد النزاهة العلمية لإنجاز بحث.

انا الممضي اسفله،

السيد(ة) فؤاد الصفة: طالب، استاذ، باحث

الحامل(ة) لبطاقة التعريف الوطنية: والصادرة بتاريخ

المسجل(ة) بكلية / معهد العلوم الطبيعية قسم الهيكليات

والمكلف(ة) بإنجاز اعمال بحث(مذكرة، التخرج، مذكرة ماستر، مذكرة ماجستير، اطروحة دكتوراه).

عنوانها: Analyse de la structure de la flamme de diffusion H_2/O_2 et C_2H_4/O_2

Application a une chambre de combustion d'un moteur fusée

تحت إشراف الأستاذ(ة): بن سالم سفيون

أصرح بشرفي اني ألتزم بمراعاة المعايير العلمية والمنهجية الاخلاقيات المهنية والنزاهة الاكاديمية المطلوبة
في انجاز البحث المذكور أعلاه.

التاريخ: 20.23 / 07 / 12

توقيع المعني(ة)

رأي هيئة مراقبة السرقة العلمية:

Turnitin

%

29

النسبة:





نموذج التصريح الشرفي الخاص بالالتزام بقواعد النزاهة العلمية لإنجاز بحث.

انا الممضي اسفله،

السيد(ة) علاء م. لسييمالصفة: طالب، استاذ، باحث

الحامل(ة) لبطاقة التعريف الوطنية:والصادرة بتاريخ

المسجل(ة) بكلية / معهد العلوم التطبيقية قسم الهندسة الميكانيكية

والمكلف(ة) بإنجاز اعمال بحث(مذكرة، التخرج، مذكرة ماستر، مذكرة ماجستير، اطروحة دكتوراه).

عنوانها: Analyse de la structure de la flamme de diffusion

H₂/O₂ et C₂H₄/O₂: Application a une chambre de combustion d'un moteur fusée -

تحت إشراف الأستاذ(ة): بن سالم شفيق

أصح بشرفي اني ألتزم بمراعاة المعايير العلمية والمنهجية الاخلاقيات المهنية والنزاهة الاكاديمية المطلوبة
في انجاز البحث المذكور أعلاه.

التاريخ: 2023/07/12

توقيع المعني(ة)

رأي هيئة مراقبة السرقة العلمية:



النسبة: % 29

الامضاء:

Remerciement

On remercie Allah, le tout puissant de nous avoir donné la santé et la volonté d'entamer et de terminer ce mémoire.

Notre travail ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu avoir le jour sans l'aide de Monsieur BENSALÉM Chafik , je tiens à vous remercier pour votre guidance et votre encadrement tout au long de ma recherche. Votre expertise, vos conseils éclairés et vos encouragements constants ont été des moteurs essentiels pour mener à bien cette thèse. Votre disponibilité et votre dévouement ont été remarquables, et je suis reconnaissant de pouvoir bénéficier de vos connaissances et de votre expérience.

Je souhaite également exprimer ma reconnaissance envers mes collègues et mes camarades de classe. Leur collaboration, leurs échanges fructueux et leur soutien mutuel ont été d'une valeur inestimable. Les discussions passionnantes et les idées partagées ont enrichi mon travail et ont contribué à mon développement académique et personnel.

Je remercie également le président et les membres du jury d'avoir accepté d'évaluer mon travail ainsi que le corps des enseignants du département génie mécanique

A la fin , on souhaite également exprimer nos reconnaissances envers nos collègues

Résumé

Ce mémoire de fin d'étude se concentre sur l'étude des moteurs-fusées et des aspects liés aux écoulements à l'aide de la modélisation CFD (Dynamique des Fluides Numérique) . L'objectif principal est d'analyser les performances des injecteurs cryotechniques utilisés dans les systèmes propulsifs à base de H_2/O_2 et CH_4/O_2 .

Ce mémoire de fin d'étude à été consacrée à une étude approfondie de la technologie et à l'analyse de la bibliographie des résultats précédents dans le domaine des réactions H_2/O_2 et CH_4/O_2 . Cette étape nous a permis de positionner notre recherche dans le contexte approprié, de comprendre les avancées existantes et de guider nos propres simulations numériques . Ces informations préliminaires ont été essentielles pour interpréter nos résultats et formuler des conclusions solides par la suite.

La deuxième partie se concentre sur la modélisation CFD des écoulements dans les moteurs-fusées. L'outil de simulation ANSYS Fluent est utilisé pour résoudre les équations de conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie, en tenant compte des conditions de pression, de température et de débit. Différents modèles de turbulence, tels que le modèle $k-\epsilon$ et le modèle RNG , sont comparés pour évaluer leur capacité des caractéristiques des écoulements complexes dans les moteurs-fusées.

Dans la troisième partie de ce mémoire, nous avons effectué une étude de la dynamique des fluides computationnelle (CFD) afin de valider les résultats numériques obtenus précédemment. Pour garantir une comparaison juste, nous avons maintenu les conditions de pression et de température identiques à celles utilisées dans les expériences.

En utilisant des logiciels de simulation CFD avancés, nous avons utilisés des modèles numériques représentant les réactions chimiques entre le dihydrogène (H_2) et le dioxygène (O_2), ainsi qu'entre le méthane (CH_4) et le dioxygène (O_2).

Les résultats de ce mémoire permettront de mieux comprendre les écoulements dans les moteurs-fusées. Cette recherche contribuera également à l'amélioration des performances et de l'efficacité des systèmes propulsifs, ouvrant ainsi la voie à de futures avancées dans le domaine de l'exploration spatiale et des voyages interplanétaires.

Abstract

This master research focuses on the study of rocket engines and aspects related to fluid flows using Computational Fluid Dynamics (CFD) modeling. The main objective is to analyze the performance of cryogenic injectors used in H₂/O₂ and CH₄/O₂-based propulsion systems.

This thesis was dedicated to an in-depth study of the technology and analysis of the literature review of previous results in the H₂/O₂ and CH₄/O₂ reactions field. This step allowed us to position our research in the appropriate context, understand existing advancements, and guide our own numerical simulations. These preliminary pieces of information were essential for interpreting our results and formulating solid conclusions thereafter.

The second part focuses on CFD modeling of flows in rocket engines. The simulation tool ANSYS Fluent is used to solve the conservation equations of mass, momentum, and energy, taking into account pressure, temperature, and flow conditions. Different turbulence models, such as the k- ϵ model and the RNG model, are compared to evaluate their capability in capturing the characteristics of complex flows in rocket engines.

In the third part, we conducted a Computational Fluid Dynamics (CFD) study to validate the previously obtained numerical results. To ensure a fair comparison, we maintained identical pressure and temperature conditions to those used in the experiments.

By utilizing advanced CFD simulation software, we employed numerical models representing the chemical reactions between hydrogen (H₂) and oxygen (O₂), as well as between methane (CH₄) and oxygen (O₂).

The results will contribute to a better understanding of flows in rocket engines. This research will also contribute to the improvement of performance and efficiency of propulsion systems, thereby paving the way for future advancements in the field of space exploration and interplanetary travel.

ملخص

هذه رسالة التخرج تركز على دراسة محركات الصواريخ والجوانب المتعلقة بتدفقات الغازات باستخدام نمذجة CFD (ديناميكا السوائل العددية). الهدف الرئيسي هو تحليل أداء حاقتات الوقود المبردة المستخدمة في أنظمة الدفع المبنية على H_2/O_2 و CH_4/O_2

هذه رسالة التخرج مخصصة لدراسة متعمقة للتكنولوجيا وتحليل المراجع السابقة في مجال تفاعلات الهيدروجين/الأكسجين و الميثان/الأكسجين ، سمحت هذه الخطوة بتحديد موقع بحثنا في السياق المناسب وفهم التقدمات الموجودة وتوجيه التجارب الرقمية والتجريبية الخاصة بنا. كانت هذه المعلومات الأولية أساسية لتفسير نتائجنا وصياغة استنتاجات قوية فيما بعد

يتركز الجزء الثاني على نمذجة لتدفقات الغازات في المحركات الصاروخية. يتم استخدام برنامج لحل معادلات الحفظ لكتلة الغازات وكمية الحركة والطاقة، مع مراعاة ظروف الضغط والحرارة ومعدل التدفق. يتم مقارنة نماذج التدرج لتقييم قدرتها على توقع سمات التدفقات المعقدة في المحركات الصاروخية

لتحقيق تأكيد على النتائج العددية التي تم (CFD) في الجزء الثالث ، أجرينا دراسة حوسبة الديناميكا السوائل الحصول عليها سابقًا. لضمان مقارنة عادلة، حافظنا على ظروف الضغط والحرارة متطابقة مع تلك المستخدمة في التجارب

باستخدام برامج محاكاة المتقدمة، بنينا نماذج رقمية تمثل التفاعلات الكيميائية بين ثنائي هيدروجين وثنائي أكسيد الأكسجين ، وبين الميثان وثنائي أكسيد الأكسجين ستساعد النتائج في فهم أفضل لتدفقات السوائل في محركات الصواريخ. ستسهم هذه البحوث أيضًا في تحسين أداء وكفاءة الأنظمة الدفعية، مما يفتح الباب أمام تقدمات مستقبلية في مجال الاستكشاف الفضائي والرحلات بين الكواكب

Sommaire

Remerciement.....	i
Résumé.....	ii
Liste des figures.....	iii
Liste des tableaux.....	iv
Introduction Générale.....	1
CHAPITRE I : Etude technologique et état de l'art	
I.1 Introduction.....	2
I.2 Qu'est-ce qu'un moteur cryogénique ?.....	3
I.2.1 Moteur fusée.....	4
I.2.2 Avantages et inconvénients des moteurs cryogéniques.....	4
I.3 Moteur fusée à ergols liquide.....	5
I.3.1 Définition.....	5
I.3.2 Comment fonctionne un moteur de fusée.....	6
I.3.2.a Propulseurs cryogéniques.....	6
I.3.2.b Couple de type oxygène liquide/hydrocarbure.....	6
I.3.2.c Les propulseurs stockables comme le couple NTO/UDMH.....	6
I.4 Pourquoi l'injection cryotechnique ?.....	8
I.4.1 Des principales raisons pour lesquelles l'injection cryotechnique est utilisée.....	9
I.4.1.a Conservation des aliments.....	9
I.4.1.b Production de matériaux.....	9
I.4.1.c Stockage des échantillons biologiques.....	10
I.4.1.d Traitement médical.....	10
I.4.1.e Recherche scientifique.....	10
I.5 Description de quelques bancs d'essai cryotechnique.....	11
I.5.1 Banc d'essai de propulsion cryogénique de la NASA (CPL).....	11
I.5.2 Banc d'essai cryogénique de l'ESA (CEM).....	12
I.5.3 Banc d'essai de propulsion cryogénique de l'Inde (CEPT).....	12
I.5.4 Banc d'essai de propulsion cryogénique de la Russie (TsSKB-Progress).....	12
I.5.5 Banc d'essai de propulsion cryogénique de Mascotte	12
I.5.5.a Présentation générale.....	12
I.5.5.b Caractéristiques du banc	13

I.5.5.c	Domains	de
	fonctionnement.....	14
I.5.5.d	Diagnostics appliqués.....	15
I.5.5.e	Clôture.....	16
I.6	Caractéristique de l'écoulement en sortie d'un injecteur cryotechnique.....	16
I.7	La structure de la flamme H_2/O_2 et CH_4/O_2	18
I.7.1	La Longueur.....	18
I.7.2	La Forme.....	20
I.7.3	Angle l'épanouissement.....	20
I.8	Description des modelés de turbulence.....	21
I.8.1	Modèle de turbulence RANS.....	22
I.8.2	Large Eddy simulation (LES).....	25
I.9	Description des modelés de combustion.....	27
I.9.1	Modèle EDM.....	28
I.9.2	Modèle Pdf (Probability Density Function).....	29
I.10	Conclusion.....	31

CHAPITRE II : Modélisation numérique (VF)

II.1	Introduction.....	32
II.2	Equation d'état pour gaz réel (PR,SRK,ARK,loi de mélange).....	32
II.2.1	équation de Peng-robinson (PR).....	33
II.2.2	équation de Soave-Redlich-kwong (SRK).....	33
II.2.3	Équation d'état d'Angier Redlich Kwong (ARK).....	33
II.2.4	Loi de mélange.....	33
II.3	Equation de l'aero-thermochimie.....	34
II.3.1	Equation de continuité.....	34
II.3.2	Equation de conservation de quantité de mouvement.....	34
II.3.3	Equation de conservation de l'énergie.....	35
II.3.4	Equation de conservation des especes chimique.....	36
II.4	Expression pour la fraction de mélange (Z) du jet.....	36
II.5	Construction et maillage de modèle géométrique.....	37
II.5.1	Géométrie.....	37
II.5.1.a	Chambre de combustion d'essai.....	37

II.5.1.b Injecteur	37
II.6 Conditions aux limites à l'entrée de l'injecteur.....	38
II.7 Modèle de la turbulence.....	39
II.7.1 Modèle $k-\epsilon$	39
II.7.2 Modèle RNG $k-\epsilon$	40
II.8 Calcule CFD.....	41
II.8.1 Méthode Simplec.....	41
II.8.2 Méthode Simple.....	41
II.8.3 Méthode Coupled.....	41
II.9 Conclusion.....	43
 CHAPITRE III : Résultats et discussion	
III.1 Introduction.....	45
III.2 Etude du cas H_2/O_2	46
III.2.1 Effet des modèles de turbulence (K-Epsilon, RNG).....	48
III.2.2 Validation de la température sur l'axe.....	49
III.2.3 La structure de la flamme H_2/O_2	49
III.2.4 La fraction de mélange Z.....	51
III.3 Etude du cas CH_4/O_2	53
III.3.1 Effet des modèles de turbulence (K-Epsilon, RNG).....	53
III.3.2 Validation de la température sur l'axe.....	54
III.3.3 La structure de la flamme CH_4/O_2	55
III.3.4 La fraction de mélange Z	57
III.4 Discussion des résultats des deux couples H_2/O_2 et CH_4/O_2	58
III.5 Conclusion.....	60
Conclusion générale.....	61
Bibliographie.....	v

Liste des figures

Figure I.1 : Moteur-fusée à méthane testé avec succès.....	3
Figure I.2: Principe d'action-réaction du moteur fusée.....	4
Figure I.3 : Prise de vue durant un test au banc.....	5
Figure I.4 : Schéma moteur -fusée à ergols liquides et flux intégré.....	7
Figure I.5 : Bonbonne contenant de l'azote liquide.....	9
Figure I.6 : Stockage cryogénique des échantillons.....	10
Figure I.7 : Mise à feu du moteur © NASA.....	11
Figure I.8 : Banc d'essai MASCOTTE en combustion.....	13
Figure I.9 : Schéma du banc d'essai MASCOTTE en version basse pression.....	13
Figure I.10 : Modélisation CFD de la combustion turbulente.....	22
Figure I.11 : Champ de vitesse turbulente LES.....	25
Figure I.12 : Modélisation CFD d'un jet turbulent par différentes approches.....	26
Figure I.13 : Des nombreuses méthodes pour modéliser les problèmes d'écoulement turbulentiel.....	27
Figure II.1: Schéma de la chambre de combustion avec dimensions.....	37
Figure II.2 : Les dimensions de l'injecteur	38
Figure III.1 : Maillage avec raffinement quadratique du domaine de calcul.....	46
Figure III.2 : Zoom du maillage au niveau de l'injecteur	47
Figure III.3 : Comparaison des Conteurs de température (K) des modèles K-epsilon avec PDF et RNG K-epsilon avec PDF.....	48
Figure III.4 : La température sur l'axe de l'approche K-epsilon - PDF	49
Figure III.5 : Comparaison du contour de fraction massique de OH cas k-epsilon PDF avec cas expérimental et cas Poschner [41].....	51
Figure III.6 : Plot de la fraction de mélange Z en fonction de la Distance axiale de la sortie de l'injecteur.....	52

Figure III.7 : Comparaison des contours de température (K) des modèles K-epsilon avec PDF et RNG K-epsilon avec PDF.....	53
Figure III.8 : Plot de température (K) de modèle K-epsilon PDF et expérimental et Giorgi.....	54
Figure III.9 : Comparaison du contour de température cas k-epsilon PDF avec cas expérimental et cas Giorgi [43].....	55
Figure III.10 : Profil de la fraction de mélange Z en fonction de la distance axiale de la sortie de l'injecteur.....	57
Figure III.11 : Comparaison des profils de la température sur l'axe cas H ₂ /O ₂ et CH ₄ /O ₂	58

Liste des tableaux

Tableau I.1: Point de fonctionnement du banc MASCOTTE considéré au cours des stimulations du dispositif MASCOTTE.....	14
Tableau I.2: Diagnostics appliqués sur le banc MASCOTTE.....	15
Tableau II.1 : Les dimensions de l'injecteur en mm.....	38
Tableau II.2 : Les conditions opératoires de H ₂ /O ₂	38
Tableau II.3 : Les conditions opératoires de CH ₄ /O ₂	39
Tableau II.4 : Constantes de modèle k-ε.....	40
Tableau II.5 : Constantes de modèle RNG k-ε.....	40
Tableau II.6 : Choix du schéma de discrétisation.....	42
Tableau II.7 : Choix de schéma de control.....	42

Introduction générale

Les moteurs de fusée sont les éléments essentiels des lanceurs actuellement utilisés. Ce sont des systèmes complexes qui génèrent une force de poussée extrêmement élevée (pouvant atteindre jusqu'à 12 000 kN), comparée à un maximum de 500 kN pour les moteurs d'avion. Du point de vue de l'énergie, les moteurs de fusée sont des systèmes de conversion d'énergie qui produisent des puissances dans les chambres de combustion supérieures à celles des centrales nucléaires classiques. Ces niveaux énergétiques très élevés se traduisent par des conditions de pression considérables dans les chambres de combustion et des débits de propergol pouvant atteindre jusqu'à 1000 kg/s.

Dans la plupart des cas, une défaillance dans le système propulsif entraîne la destruction du lanceur et la perte totale de la mission. En effet, 50% des échecs de missions de lanceurs sont dus à des pannes dans le système propulsif. Depuis les années 50, d'importants efforts ont été déployés pour améliorer les performances et la fiabilité des systèmes propulsifs chimiques. Des matériaux spéciaux ont été développés, la conception des composants a été optimisée et le comportement du système a été soigneusement analysé.

Dans les récents essais, les moteurs utilisés étaient propulsés par de l'hydrogène (H_2) et de l'oxygène (O_2) en raison des échecs de plusieurs missions de lanceurs. Ainsi, des tests ont été effectués sur des moteurs utilisant du méthane (CH_4) et de l'oxygène (O_2). Cette étude comparative a pour objectif de déterminer quel moteur offre de bons résultats en utilisant la simulation ANSYS Fluent.

En outre, nous discuterons des résultats numériques de l'étude de l'écoulement en sortie de l'injecteur, notamment les températures, les structures des flammes et les fractions des mélanges. Nous aborderons également les défis et les perspectives futures dans ce domaine de recherche, en mettant en évidence les avancées technologiques et les opportunités d'innovation.

CHAPITRE 01 :

Etude technologique et état de l'art

I.1 Introduction

L'étude technologique et l'état de l'art jouent un rôle fondamental dans la recherche scientifique et technique. Elles permettent de cartographier et d'analyser les avancées actuelles, les tendances émergentes et les lacunes dans un domaine spécifique, fournissant ainsi un cadre solide pour l'avancement des connaissances. Dans le contexte d'une thèse, cette étude approfondie de la technologie et de l'état de l'art est d'une importance primordiale pour orienter la recherche, évaluer la pertinence et l'originalité des travaux réalisés, et identifier les opportunités pour l'innovation.

L'objectif de ce chapitre est d'entreprendre une étude technologique complète et une analyse de l'état de l'art dans le domaine mécanique. Cette étude vise à fournir une compréhension approfondie des avancées techniques, des applications existantes et des défis scientifiques et technologiques actuels.

L'état de l'art est essentiel pour évaluer les avancées récentes dans le domaine de la recherche. Il permet de mettre en lumière les travaux pionniers, les innovations majeures et les développements les plus récents, en identifiant les chercheurs et les institutions qui ont contribué à l'avancement de la discipline. En analysant l'état de l'art, ce chapitre cherchera à identifier les lacunes et les problèmes non résolus, offrant ainsi une base solide pour la proposition de nouvelles approches, méthodologies ou technologies.

En plus de l'analyse des avancées technologiques, ce chapitre accordera une attention particulière aux aspects pratiques et applicatifs. Elle explorera les cas d'utilisation actuels, les succès industriels et les domaines où les technologies étudiées ont un impact significatif. Cette analyse sera complétée par une évaluation critique des limites et des défis rencontrés dans la mise en œuvre pratique de ces technologies, ouvrant ainsi la voie à des recherches futures pour surmonter ces obstacles.

I.2 Qu'est-ce qu'un moteur cryogénique ?

Un moteur cryogénique est un type de moteur-fusée qui utilise des gaz liquéfiés comme carburant et oxydants. Le terme cryogénique fait référence au fait que ces gaz liquéfiés doivent être conservés à des températures cryogéniques, c'est-à-dire à des températures très basses (inférieures à -150 degrés centigrades)



Figure I.1 : Moteur-fusée à méthane testé avec succès [35]

Les premiers cas de fusées cryogéniques ont été observés dans le cadre du programme spatial américain de la NASA : la mission Atlas-Centaur, conduisant la fusée Saturn V vers la Lune, utilisait un moteur cryogénique.

Alors que différents modèles présentent divers modes de fonctionnement, un moteur cryogénique utilisera généralement de l'oxygène liquide (LOX) et de l'hydrogène liquide (LH₂) comme propulseurs, au lieu des options de carburant de fusée conventionnelles.

Parmi les avantages de ce modèle (que nous verrons plus en détail ci-dessous), il y a le fait qu'un moteur-fusée cryogénique offre plus de force par kilogramme de propulseur, augmentant ainsi l'efficacité du moteur.

Contrairement aux moteurs électriques, dont la puissance provient d'un mouvement de rotation, les moteurs cryogéniques sont des moteurs à réaction. Pour fonctionner, ils projettent de la masse dans une direction et s'appuient sur la poussée de réaction dans la direction opposée. Une petite quantité de carburant va à la turbine.

Pour ce faire, ils s'appuient sur des débits massiques élevés d'oxydants et de carburant. Comme nous l'avons dit plus haut, ces éléments sont l'oxygène liquide (LOX) et l'hydrogène liquide (LH₂), qui doivent être stockés dans des réservoirs cryogéniques spécialement conçus, capables de maintenir des températures de (-183 degrés C et -253 degrés C.)

De plus, ces moteurs peuvent s'appuyer sur différents types de cycles, y compris ceux basés sur un cycle de détente, un générateur de gaz, une combustion étagée ou un cycle alimenté en pression. [3]

I.2.1 Moteur fusée

Un moteur fusé est un type de moteur à réaction utilisé pour propulser des fusées et des engins spatiaux dans l'espace. Le principe de fonctionnement des moteurs de fusée est basé sur la loi de conservation de la quantité de mouvement, également connue sous le nom de la troisième loi de Newton. Selon cette loi, chaque action produit une réaction égale et opposée.

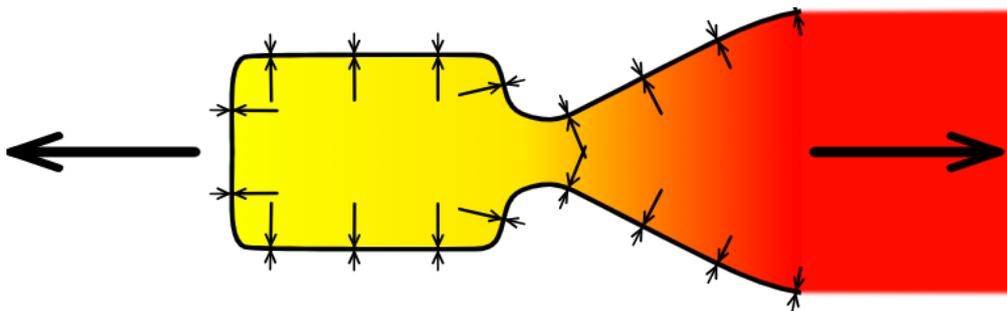


Figure I.1: Principe d'action-réaction du moteur fusée. [Image source : Wikimedia Commons]

Un moteur fusée utilise une réaction chimique pour produire une force propulsive. En brûlant un carburant et un oxydant dans une chambre de combustion, une réaction exothermique se produit, produisant des gaz chauds à haute pression qui s'échappent de la tuyère arrière de moteur à une vitesse très élevée. Cette force propulsive est ce qui permet à la fusée de prendre de l'altitude et de se propulser dans l'espace.

I.2.2 Avantages et inconvénients des moteurs cryogéniques

Parmi les principaux avantages des moteurs cryogéniques figurent :

- Plus écologique que les autres options
- Non toxique et non corrosif
- Capable de réduire le coût des opérations de lancement

- Impulsion efficace et hautement spécifique
- Plus sûrs que les autres options en termes de sécurité au sol, ils ne sont pas hypergoliques

Les inconvénients de ce type de moteur incluent :

- L'hydrogène liquide présente une faible densité
- Leur stockage cryogénique nécessite des équipements complexes qui doivent être soigneusement adaptés par des experts en génie cryogénique
- Présente la nécessité de concevoir un système d'allumage

Il existe plusieurs types de moteurs de fusée, notamment les moteurs à combustible solide, les moteurs à combustible liquide, les moteurs ioniques et les moteurs nucléaires, et chaque type de moteur a ses propres avantages et inconvénients, en fonction des besoins en espace de la mission.

I.3 Moteur fusée à ergols liquide :

I.3.1 Définition

Un moteur à propergol liquide est un type de moteur-fusée qui utilise des carburant et d'oxydant stockés sous forme liquide pour créer des réactions chimiques à haute énergie, créant ainsi une force propulsive. Ces moteurs sont très couramment utilisés dans les missions spatiales et sont considérés comme les plus performants.

Le système de propulsion à ergol liquide se compose d'un réservoir de carburant et d'un réservoir de comburant, tous deux reliés à une chambre de combustion. Les deux liquides sont injectés dans la chambre de combustion ou ils sont brûlés ensemble, produisant une énorme quantité de gaz chauds et à haute pression qui s'échappent de la tuyère arrière du moteur.

Le choix de carburant et d'oxydant utilisés dans les moteurs à ergols liquides dépend de la mission et des exigences de performance. Les combinaisons courantes incluent

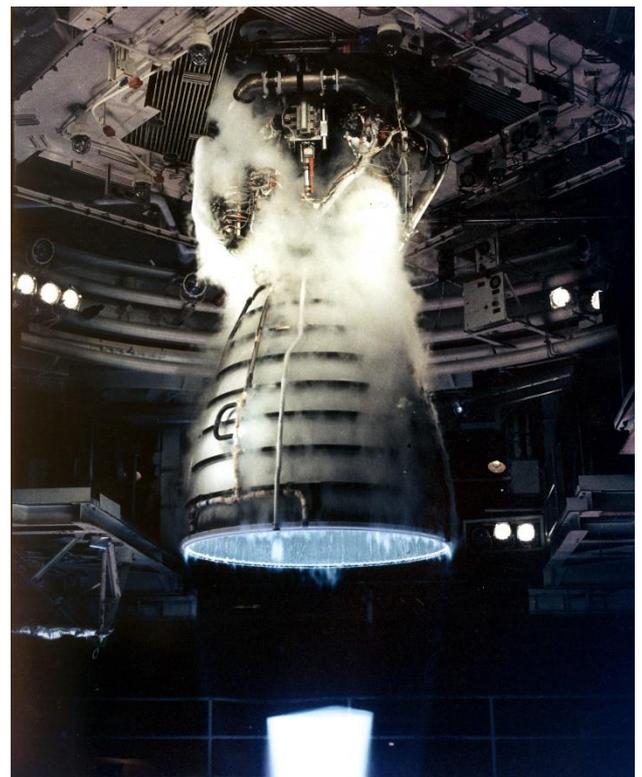


Figure I.3 : Prise de vue durant un test au banc [36]

l'hydrogène liquide comme carburant et l'oxygène liquide comme oxydant, ou le kérosène comme carburant et l'oxygène liquide comme oxydant.

Les moteurs à ergols liquides sont appréciés pour leurs hautes performances, leur contrôle précis de la poussée et leur capacité à être allumés et éteints plusieurs fois pour effectuer des manœuvres orbitales complexes. Cependant, leur complexité, leur coût élevé et leur maintenance intensive en font également des systèmes de propulsion très exigeants. [1]

I.3.2 Comment fonctionne un moteur de fusée

Il existe différentes paires propulsives, en particulier trois types principaux :

I.3.2.a Propulseurs cryogéniques : tels que les coupleurs Oxygène Liquide/Hydrogène Liquide - LOX/LH₂, Oxygène Liquide/Méthane Liquide - LOX-LCH₄ : Ces coupleurs permettent des performances optimales mais nécessitent des mises en œuvre complexes pour maintenir l'ergol à l'état Liquide (température d'ébullition $T_{eb} = 21\text{ K}$ pour l'hydrogène, $T_{eb} = 90\text{ K}$ pour l'oxygène, $T_{eb} = 110\text{ K}$ pour le méthane).

I.3.2.b Couple de type oxygène liquide/hydrocarbure (ex : kérosène) : le kérosène est liquide à température ambiante, il n'y a donc pas de difficultés de mise en œuvre pour les ergols cryogéniques, et il permet aussi d'avoir une densité supérieure aux ergols cryogéniques, ce qui permet d'obtenir une propulsion compacte possible système.

I.3.2.c Les propulseurs stockables comme le couple NTO/UDMH (mélange à base de téroxyde de diazote et d'hydrazine) : ils peuvent être stockés longtemps Un système d'allumage complexe est nécessaire. Ils peuvent être utilisés sans le cuivrage complexe requis pour les systèmes cryogéniques, mais avec des performances moindres.

Le liquide utilisé est brûlé dans une chambre de combustion avec des niveaux de pression variant entre 30 bars et 200 bars. Le rapport entre le débit de comburant QLOX et le carburant QFUEL, le rapport de mélange $R_m = Q_{LOX}/Q_{FUEL}$, est un indicateur de base du processus de combustion et du fonctionnement du moteur.

Les gaz issus de la combustion peuvent atteindre des températures de l'ordre de 3500K (pour un couple LOX/LH₂ avec un rapport de mélange $R_m=6$). Ils sont ensuite pulvérisés à travers des buses convergentes-divergentes, qui permettent d'obtenir des vitesses de sortie d'environ 4500 m/s.

Pour fournir le débit de propulseur nécessaire et des niveaux de pression et de température appropriés à la chambre de combustion, il existe différents types de construction. Le système le plus simple est un cycle pressurisé : dans ce cas le niveau de pression de l'alimentation directe de la chambre au réservoir moins la perte de charge dans la ligne, et le débit est obtenu par (Blow down), c'est-à-dire par simple déchargement du réservoir. L'inconvénient est que le niveau de pression réalisable est limité en raison du poids accru de la structure de stockage.

Ce cycle est limité aux moteurs de faible poussée, par exemple autour de 30 kN, avec des pressions de chambre de l'ordre de 10 bars.

Un cycle de turbopompe peut limiter la pression dans le réservoir à quelques bars. Pour faire tourner la pompe, il faut utiliser une turbine alimentée par des gaz chauds provenant d'un générateur de gaz dédié ou d'ergols chauffés au contact de la chambre de combustion principale.

Si le flux d'air alimentant la turbine est ensuite réutilisé dans la chambre principale et contribue à la poussée totale, on parle de cycle à flux intégré, alors que si ce flux d'air est éjecté à l'extérieur de la chambre et constitue une perte de débit dans le sens de la poussée, on parler d'un cycle d'écoulement dérivé.[4]

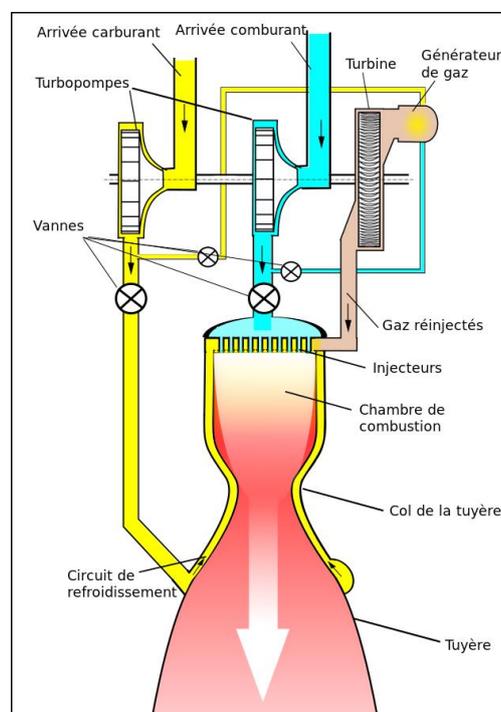


Figure I.4 : Schéma moteur -fusée à ergols liquides et flux intégré. [37]

L.4 Pourquoi l'injection cryotechnique ?

L'injection cryotechnique, également connue sous le nom d'injection de carburant cryogénique, est une technique utilisée dans la propulsion spatiale pour augmenter les performances des moteurs fusées. Elle consiste à utiliser des fluides cryogéniques, tels que l'hydrogène liquide (LH₂) et l'oxygène liquide (LOX), comme carburants.

Les raisons pour lesquelles l'injection cryotechnique est utilisée sont les suivantes :

➤ Haute densité d'énergie :

Les fluides cryogéniques ont une densité d'énergie beaucoup plus élevée que les carburants conventionnels. Par exemple, l'hydrogène liquide a une densité énergétique trois fois supérieure à celle de l'essence. Cela signifie qu'une quantité plus petite de carburant cryogénique peut produire plus d'énergie, ce qui permet une augmentation de la charge utile ou une réduction de la masse totale du vaisseau spatial.

➤ Haute performance :

Les moteurs fusés qui utilisent des fluides cryogéniques ont une performance supérieure à celle des moteurs utilisant des carburants conventionnels. Les fluides cryogéniques ont des températures très basses, ce qui leur permet de se vaporiser rapidement lorsqu'ils entrent en contact avec des gaz chauds dans la chambre de combustion. Cela produit une poussée plus élevée et une augmentation de la vitesse d'éjection des gaz d'échappement, ce qui augmente l'efficacité du moteur.

➤ Faible pollution :

Les fluides cryogéniques sont des carburants propres qui produisent peu de polluants lorsqu'ils sont brûlés. Ils ne contiennent pas de soufre ou de métaux lourds, et leur combustion produit principalement de l'eau et du dioxyde de carbone. Cela réduit l'impact environnemental de la propulsion spatiale. [7]

I.4.1 Des principales raisons pour lesquelles l'injection cryotechnique est utilisée :

I.4.1.a Conservation des aliments : L'injection cryotechnique est utilisée dans l'industrie alimentaire pour congeler rapidement les aliments et préserver leur fraîcheur. En injectant des cryogènes tels que de l'azote liquide ou du dioxyde de carbone sous forme de neige carbonique, les températures très basses permettent de refroidir rapidement les aliments, ce qui réduit la formation de cristaux de glace et préserve ainsi la qualité des aliments.

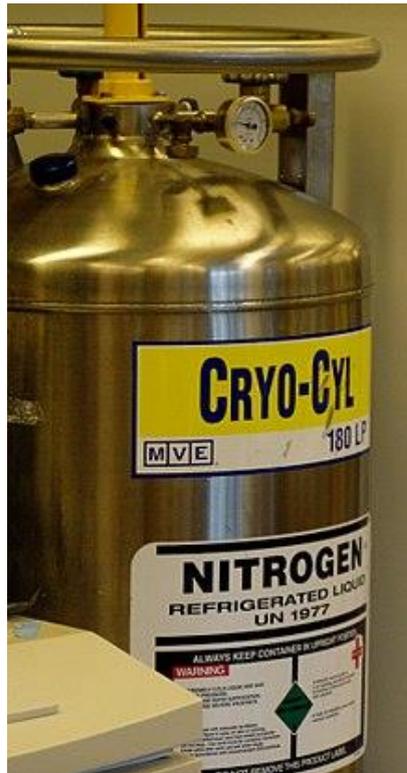


Figure I.5 : Bonbonne contenant de l'azote liquide

[Jeffrey m.Vinocur, Wikimedia]

I.4.1.b Production de matériaux : Dans certaines industries, l'injection cryotechnique est utilisée pour produire des matériaux spécifiques. Par exemple, dans la fabrication de métaux, l'injection de cryogènes peut être utilisée pour refroidir rapidement un matériau fondu, ce qui améliore ses propriétés physiques et sa structure cristalline.

I.4.1.c Stockage des échantillons biologiques : Dans les laboratoires de recherche et les banques de tissus, l'injection cryotechnique est utilisée pour congeler et stocker des échantillons biologiques tels que des cellules, des tissus et des organes. Les températures cryogéniques permettent de maintenir ces échantillons à des températures très basses, ce qui préserve leur viabilité et empêche leur détérioration.



Figure 1.6 : Stockage cryogénique des échantillons. [10]

I.4.1.d Traitement médical : L'injection cryotechnique est également utilisée dans certains traitements médicaux. Par exemple, la cryothérapie est une technique qui consiste à utiliser des températures très basses pour détruire des tissus anormaux, comme des cellules cancéreuses. L'injection de cryogènes dans les tumeurs permet de les geler et de les détruire de manière ciblée.

I.4.1.e Recherche scientifique : L'injection cryotechnique est utilisée dans de nombreuses expériences de recherche scientifique. Par exemple, dans la physique des particules, les accélérateurs de particules peuvent utiliser l'injection cryotechnique pour maintenir les aimants supraconducteurs à des températures très basses, ce qui permet de générer des champs magnétiques intenses nécessaires aux expériences.

Cependant, l'utilisation de l'injection cryotechnique nécessite une infrastructure de stockage et de manipulation des fluides cryogéniques, qui doivent être maintenus à des températures très basses pour rester liquides. Cela peut entraîner des coûts supplémentaires et des défis techniques lors de la conception de missions spatiales. Malgré cela, l'injection

cryotechnique reste une technique populaire pour les missions spatiales en raison de ses avantages en termes de performances et de faible pollution. [13]

I.5 Description de quelques bancs d'essai cryotechnique

Les bancs d'essai cryogéniques sont des installations utilisées pour tester et qualifier les composants et systèmes qui seront utilisés dans les systèmes de propulsion cryogéniques. Voici quelques exemples de bancs d'essai cryogéniques :

I.5.1 Banc d'essai de propulsion cryogénique de la NASA (CPL) :

Ce banc d'essai est utilisé pour tester les composants de propulsion cryogénique, tels que les moteurs fusées et les systèmes de stockage et de transfert de fluides cryogéniques. Il est équipé d'un réservoir de stockage de LH₂ de 30 000 gallons et d'un réservoir de stockage de LOX de 50 000 gallons, ainsi que de diverses pompes, soupapes et autres équipements pour la manipulation des fluides cryogéniques.



Figure I.7 : Mise à feu du moteur © NASA [45]

Le CPL est une installation de pointe équipée de réservoirs de stockage de grande capacité pour l'hydrogène liquide (LH₂) et l'oxygène liquide (LOX), les principaux carburants cryogéniques utilisés dans les systèmes de propulsion spatiale. Il est conçu pour recréer les conditions extrêmes de température et de pression auxquelles ces fluides sont soumis lors du fonctionnement des moteurs-fusées [21]

I.5.2 Banc d'essai cryogénique de l'ESA (CEM) :

Ce banc d'essai est utilisé pour tester les composants et les systèmes cryogéniques pour les missions spatiales de l'Agence spatiale européenne (ESA). Il est équipé de réservoirs de stockage de LH₂ et de LOX, ainsi que de différents systèmes de mesure et de contrôle pour la surveillance et la manipulation des fluides cryogéniques.

I.5.3 Banc d'essai de propulsion cryogénique de l'Inde (CEPT) :

Ce banc d'essai est utilisé pour tester les moteurs-fusées cryogéniques pour les missions spatiales de l'Organisation indienne de recherche spatiale (ISRO). Il est équipé de réservoirs de stockage de LH₂ et de LOX, ainsi que de différents systèmes de mesure et de contrôle pour la surveillance et la manipulation des fluides cryogéniques.

I.5.4 Banc d'essai de propulsion cryogénique de la Russie (TsSKB-Progress) :

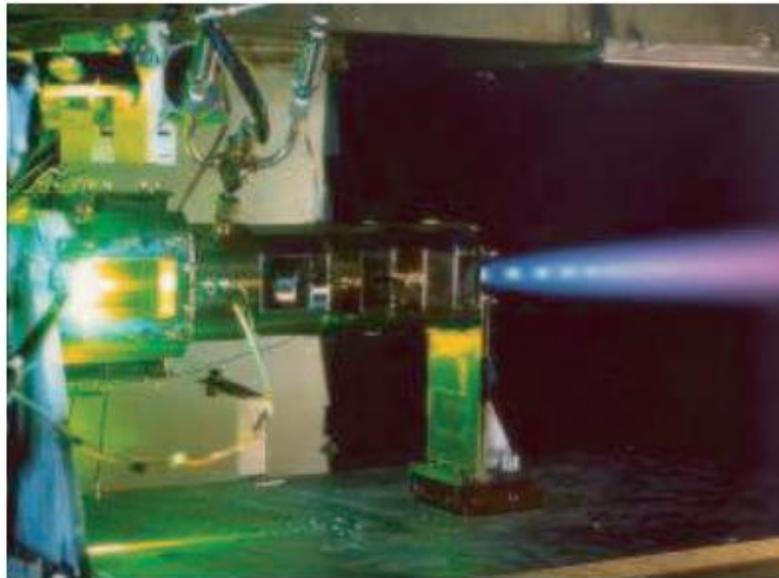
Ce banc d'essai est utilisé pour tester les moteurs-fusées cryogéniques pour les missions spatiales russes. Il est équipé de réservoirs de stockage de LH₂ et de LOX, ainsi que de différents systèmes de mesure et de contrôle pour la surveillance et la manipulation des fluides cryogéniques. [22]

I.5.5 Banc d'essai de propulsion cryogénique de Mascotte

I.5.5.a Présentation générale

L'installation d'essais de combustion cryogénique MASCOTTE a été développée par l'ONERA pour étudier les processus fondamentaux intervenant dans la combustion des ergols cryogéniques, à savoir l'oxygène liquide (LOX) et l'hydrogène gazeux (GH₂). Trois versions de cette installation d'essais ont été construites depuis le début du projet en 1991.

Les premiers essais à pression atmosphérique ont été réalisés en janvier 1994, tandis que des pressions jusqu'à 10 bars ont été atteintes à l'automne 1995.



*Figure I.8 : Banc d'essai
MASCOTTE en combustion. [20]*

I.5.5.b Caractéristiques du banc

Le banc d'essai Mascotte est représenté dans sa version basse pression (pression de fonctionnement jusqu'à 1 MPa) dans sa version la plus récente (**Figure I.8**) la pression de fonctionnement de 7 MPa permet d'étudier les processus à une pression.

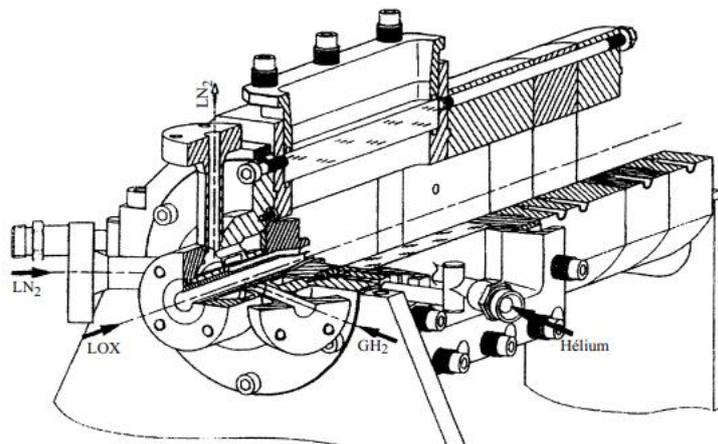


Figure I.9 : Schéma du banc d'essai MASCOTTE en version basse pression [5]

Supérieure à la pression critique de l'oxygène liquide (50,9 bars). Le système est composé d'un injecteur coaxial isolé (injection de l'oxygène liquide par la partie centrale et de l'hydrogène gazeux par la partie annulaire extérieure), permettant d'alimenter une chambre de combustion de section carrée de 50 mm de côté en ergols cryogéniques. En

fonction des valeurs souhaitées pour J et M, les dimensions de l'injecteur (essentiellement diamètre d'injection de l'hydrogène) sont adaptées (permettant de faire varier la vitesse et le débit en fonction de la pression et de la température d'injection). La chambre de combustion est composée de sections interchangeables dont l'une est munie de hublots en silice fondue, autorisant les diagnostics optiques sur toute la longueur du dispositif. La pression statique dans la chambre de combustion est déterminée en adaptant le diamètre du col de la tuyère. [5]

I.5.5.c Domaine de fonctionnement

Les points de fonctionnement sont sélectionnés à une pression donnée en fonction des valeurs de J permettant d'encadrer la valeur $JF_{us} = 10$ généralement rencontrée dans les moteurs fusés réels. Le tableau 1 présente alors les valeurs des débits d'ergols ainsi que les paramètres de similitude pour les différents points de fonctionnement.

Tableau I.1: Point de fonctionnement du banc MASCOTTE considéré au cours des stimulations du dispositif MASCOTTE [5]

POINT	PRESSION (bar)	$m_{LOX}(g.s^{-1})$	$m_{H_2}(g.s^{-1})$	M	J
A	1	50	15	3,3	13,4
C	1	50	10	5,0	6,3
A-10*	10,5	50	23,7	2,1	14,5
C-10	9,5	50	15,8	3,1	6,5
A-30	30	50	25,2	2,1	14,5
C-30	28	54	17	3,1	6,5
A-60	66	100	70	2,1	14,5
C-60	58	100	45	3,1	6,5

Pour une même pression, les deux valeurs de J considérées sont alors de l'ordre de 6,5 et de 14,5. Les valeurs du rapport de mélange pour l'ensemble de ces points de fonctionnement sont comprises entre 2,1 et 5,0 pour les différentes pressions envisagées (dans le cas du moteur Vulcain le rapport de mélange est de l'ordre de 5,3). Ce banc d'essai permet également de faire varier la température d'injection de l'hydrogène. C'est ainsi qu'il peut être introduit à température ambiante (de l'ordre de 300 K) ou à basse température (de l'ordre de 100 K). L'oxygène liquide est quant à lui injecté à 80 K. Cette température étant inférieure à sa température d'équilibre à pression atmosphérique, elle permet d'assurer une injection d'oxygène sous forme totalement liquide et non diphasique.

I.5.5.d Diagnostics appliqués

En fonction du phénomène physique considéré, de nombreux diagnostics peuvent être employés. Ils permettent la caractérisation aussi bien de la phase liquide que de la phase gazeuse, avec un écoulement réactif ou non. Le tableau 1 présente les différentes techniques utilisées en fonction du processus étudié [5]

Tableau I.2: Diagnostics appliqués sur le blanc MASCOTTE [5]

Phénomène physique	diagnostic
Atomisation de l'oxygène liquide	Sonde à fibre optique cinématographie rapide PDPA LDV bicomposantes Diffusion Raman
Vaporisation de l'oxygène liquide	PLIF de l'oxygène gazeux
Combustion turbulente	Emission et PLIF du radical OH ombroscopie Spectroscopie Thermométrie DRASC sur H ₂ Thermométrie DRASC sur H ₂ O
Stabilité basse fréquence	Microphone
Transferts thermiques	Fluxmètre (Capacitif et pelliculaire)

- **La sonde à fibre optique cinématographie rapide PDPA (Phase Doppler Particle Analyzer)** est un dispositif utilisé pour mesurer les caractéristiques des particules dans un écoulement de fluide, telles que la taille, la vitesse et la trajectoire. Cette technique est souvent utilisée dans la recherche en mécanique des fluides pour étudier les écoulements multiphasiques, tels que les écoulements liquide-gaz ou les écoulements de gouttelettes.
- **La LDV (Laser Doppler Velocimetry) bicomposantes**, également connue sous le nom de PIV (Particle Image Velocimetry) bicomposantes, est une technique de mesure de la vitesse utilisée pour étudier les écoulements de fluide. Contrairement à la LDV unicomposante qui mesure uniquement la vitesse le long d'une seule direction, la LDV bicomposantes permet de mesurer simultanément les composantes de vitesse dans deux directions perpendiculaires.
- Le principe de base de **la PLIF (Planar Laser-Induced Fluorescence) de l'oxygène gazeux** consiste à exciter l'oxygène gazeux présent dans l'écoulement à l'aide d'un laser

ultraviolet. Lorsque l'oxygène est excité, il émet une fluorescence à une longueur d'onde spécifique. Cette fluorescence est ensuite détectée et enregistrée à l'aide d'une caméra ou d'un système de détection approprié.

- **La thermométrie DRASC** (Distributed Raman Amplification-based Temperature Sensing) est une technique de mesure de température basée sur l'amplification Raman distribuée. Elle est utilisée pour mesurer la température le long d'une fibre optique sur de longues distances.
- **Un fluxmètre**, également appelé débitmètre, est un dispositif utilisé pour mesurer le débit d'un fluide, c'est-à-dire la quantité de fluide qui s'écoule à travers un point donné par unité de temps. Les fluxmètres sont largement utilisés dans diverses industries et applications pour surveiller, contrôler et réguler le débit des fluides.

À titre d'exemple, la figure présente le banc Mascotte en fonctionnement à une pression de 10 bars sur lequel une visualisation par tranche laser stroboscope est appliquée, pour observer l'écoulement dans la chambre de combustion.

I.5.5.e Clôture

Ce dispositif Mascotte, en raison de la variété des diagnostics applicables, permet d'obtenir des informations importantes sur la structure du brouillard d'oxygène liquide, ainsi que sur la forme de la flamme prenant place dans des conditions similaires à celles rencontrées dans les moteurs fusés réels.

Ces bancs d'essai permettent aux ingénieurs de tester et de qualifier les composants et les systèmes cryogéniques dans des conditions similaires à celles qu'ils rencontreront lors des missions spatiales. Cela garantit que les systèmes fonctionneront correctement dans des environnements extrêmes et contribue à la réussite des missions spatiales. [6]

I.6 Caractéristique de l'écoulement en sortie d'un injecteur cryotechnique

L'écoulement à la sortie de l'injecteur dépend de plusieurs facteurs tels que la géométrie de l'injecteur, la pression d'injection, la viscosité et la densité du fluide injecté, ainsi que la vitesse de l'écoulement environnant.

Le mélange à la sortie de l'injecteur peut varier en termes de distribution et de concentration du fluide injecté. Si l'injecteur est bien conçu et fonctionne correctement, le mélange à la sortie sera généralement homogène, avec une distribution uniforme du fluide injecté dans l'écoulement environnant. Cependant, dans certaines situations, le mélange peut être inhomogène, avec des zones de concentration plus élevée ou plus faible du fluide injecté.

La qualité du mélange à la sortie de l'injecteur est importante car elle peut avoir un impact sur les performances du système dans lequel l'injecteur est utilisé. Par exemple, si le fluide injecté est un carburant dans un moteur à combustion interne, un mauvais mélange peut entraîner une combustion inégale et une perte de puissance.

Pour les fluides cryogéniques tels que l'azote liquide, l'hélium liquide et l'hydrogène liquide, l'écoulement est généralement supersonique à la sortie de l'injecteur. Cela signifie que la vitesse d'écoulement est supérieure à la vitesse du son dans le fluide, créant ainsi un choc de détente. Le fluide se refroidit considérablement en traversant le choc de détente, ce qui peut causer des problèmes de givrage et d'accumulation de glace.

Pour éviter ces problèmes, on utilise souvent des injecteurs de type convergent-divergent pour les fluides cryogéniques. Ces injecteurs permettent de réduire la vitesse d'écoulement à la sortie de l'injecteur et de minimiser les effets du choc de détente.

L'écoulement à la sortie de l'injecteur (injection spray) peut présenter plusieurs caractéristiques, notamment :

- **La forme du spray** : elle peut être conique, en éventail ou cylindrique, selon le design de l'injecteur et le type de carburant ou fluide injecté.
- **La taille des gouttelettes** : elle peut varier en fonction de la pression et du débit d'injection, ainsi que de la viscosité du fluide. Des gouttelettes plus petites peuvent améliorer la combustion et réduire les émissions.
- **La distribution des gouttelettes** : elle peut être uniforme ou non uniforme, selon la conception de l'injecteur et la pression d'injection.
- **La vitesse de sortie** : elle peut influencer la propagation du spray et la façon dont il se mélange avec l'air ambiant.
- **La stabilité du spray** : elle peut dépendre de la conception de l'injecteur et de la qualité du carburant ou du fluide injecté. Un spray stable peut améliorer la combustion et réduire les émissions.

L'écoulement à la sortie de l'injecteur (cold flow) est généralement caractérisé par les paramètres suivants :

- **Vitesse de sortie** : C'est la vitesse à laquelle le fluide sort de l'injecteur. Elle dépend de la pression à l'intérieur de l'injecteur et des propriétés du fluide.

- **Distribution de la vitesse** : La distribution de la vitesse du fluide à la sortie de l'injecteur peut varier en fonction de la géométrie de l'injecteur et des propriétés du fluide. Il est important de s'assurer que la distribution de la vitesse est uniforme pour éviter les zones mortes où le fluide ne circule pas efficacement.
- **Forme du jet** : La forme du jet de fluide à la sortie de l'injecteur peut être déterminée par la géométrie de l'injecteur. Il peut être un jet continu ou un jet dispersé en fonction des propriétés du fluide.
- **Température** : La température du fluide à la sortie de l'injecteur peut varier en fonction de la température initiale du fluide et de la quantité d'énergie qui lui est transférée pendant l'écoulement.
- **Pression** : La pression du fluide à la sortie de l'injecteur est un paramètre important car elle peut influencer la performance de l'injecteur et le comportement du fluide après la sortie.

En résumé, les caractéristiques d'écoulement à la sortie de l'injecteur sont la vitesse de sortie, la distribution de la vitesse, la forme du jet, la température et la pression du fluide. Ces paramètres sont importants à prendre en compte pour s'assurer que l'injecteur fonctionne efficacement et en toute sécurité. [9]

I.7 La structure de la flamme H₂/O₂ et CH₄/O₂

Dès le début de la recherche sur la combustion, on a compris que la substance chimique les réactions du processus de combustion consiste en l'oxydation du carburant. Par exemple, il était clair que lorsque l'hydrogène-oxygène est brûlé, de l'eau se forme, et lorsque le méthane-de l'oxygène est brûlé, de l'eau et du dioxyde de carbone se forment :



I.7.1 La Longueur :

La longueur de la flamme dépend de la vitesse de propagation de la réaction de combustion et de la convection de la chaleur générée par la flamme. En général, une flamme de pré mélange H₂/O₂ à pression atmosphérique et à température ambiante peut avoir une longueur de l'ordre de quelques centimètres à quelques dizaines de centimètres. Cependant, à des pressions plus élevées et à des températures plus élevées, la longueur de la flamme peut être plus grande en raison d'une vitesse de réaction plus élevée et d'une convection de chaleur plus importante.

Il convient de noter que la structure de la flamme H_2/O_2 peut varier considérablement en fonction des conditions expérimentales et de la méthode d'observation utilisée pour l'étudier. Des techniques telles que la spectroscopie et la visualisation optique peuvent être utilisées pour étudier la structure de la flamme avec une résolution spatiale et temporelle élevée.

La zone de préchauffage : cette zone se situe à l'extrémité de la flamme et est caractérisée par une faible température. Dans cette zone, le combustible et l'oxydant sont chauffés à des températures suffisamment élevées pour que la combustion commence.

La zone de combustion : cette zone se situe juste après la zone de préchauffage et est caractérisée par une température élevée. Dans cette zone, le combustible réagit avec l'oxygène pour produire de la chaleur et de la lumière.

La zone de postcombustion : cette zone se situe à l'extrémité de la flamme et est caractérisée par une diminution de la température. Dans cette zone, les produits de combustion continuent à réagir avec l'oxygène de l'air pour former des produits de combustion stables.

La longueur de la flamme dépend de la vitesse de combustion, de la concentration de combustible et d'oxydant, ainsi que de la température. En général, la longueur de la flamme augmente avec une concentration plus élevée de combustible et une vitesse de combustion plus lente, mais diminue avec une concentration plus élevée d'oxydant et une température plus élevée. La longueur de la flamme peut être mesurée expérimentalement en utilisant des techniques telles que la visualisation de la flamme ou la mesure de la vitesse de propagation de la flamme.

La flamme CH_4/O_2 se compose d'une zone réactive externe et d'une zone de combustion interne. La zone réactive externe est également appelée zone de prémélange, où le méthane (CH_4) et l'oxygène (O_2) se mélangent avant la combustion. Cette zone est caractérisée par une flamme bleue, qui est souvent utilisée pour le chauffage et la cuisson.

La zone de combustion interne, également appelée zone de post-mélange, se produit lorsque les produits de combustion de la zone réactive externe (CO_2 et H_2O) se mélangent avec l'air ambiant. Cette zone est caractérisée par une flamme jaune, qui est souvent associée à des feux de camp ou des bougies.

La forme de la flamme dépend de facteurs tels que la composition du combustible et de l'oxydant, la température et la pression de la flamme, ainsi que des conditions

environnementales telles que le débit d'air et le confinement de la flamme. Les flammes peuvent avoir des formes variées, notamment des flammes coniques, des flammes lamellaires, des flammes turbulentes, des flammes en éventail, etc.

I.7.2 La Forme

La flamme produite par la réaction de l'hydrogène (H_2) et de l'oxygène (O_2) est une flamme de couleur bleue et a une forme conique. La pointe de la flamme est la région la plus chaude, où les températures peuvent atteindre jusqu'à 2 500 degrés Celsius. Cette région est suivie par une zone intermédiaire de couleur claire où les températures sont moins élevées, et enfin une zone externe de couleur jaune qui est la moins chaude. La forme de la flamme peut varier en fonction de facteurs tels que le débit d'oxygène et d'hydrogène, la pression et la composition de l'air ambiant.

I.7.3 Angle d'épanouissement:

La structure de la flamme H_2/O_2 se réfère à la manière dont les réactifs H_2 (hydrogène) et O_2 (oxygène) interagissent lors de leur combustion pour former de l'eau (H_2O) et de la chaleur. L'angle d'épanouissement fait référence à l'angle formé par la flamme où elle se sépare en deux parties distinctes : la zone de préchauffage et la zone de combustion.

La flamme H_2/O_2 a une structure en forme de cône, avec une zone de préchauffage à l'extrémité inférieure du cône et une zone de combustion à l'extrémité supérieure. Dans la zone de préchauffage, les réactifs sont chauffés et se mélangent pour former un mélange inflammable. Lorsque ce mélange est exposé à une source d'ignition, il s'enflamme et une flamme se propage dans la zone de combustion.

L'angle d'épanouissement de la flamme H_2/O_2 dépend de plusieurs facteurs, tels que la composition des réactifs, la pression et la température de la flamme. En général, l'angle d'épanouissement est plus grand pour les mélanges riches en oxygène, et plus petit pour les mélanges riches en hydrogène. Les valeurs typiques pour l'angle d'épanouissement de la flamme H_2/O_2 varient de 30 à 60 degrés.

La flamme CH_4/O_2 se compose d'une zone de réaction et d'une zone de postcombustion. Dans la zone de réaction, le méthane (CH_4) et l'oxygène (O_2) réagissent ensemble pour produire de la chaleur, de l'eau (H_2O) et du dioxyde de carbone (CO_2). Cette réaction chimique est exothermique, ce qui signifie qu'elle libère de la chaleur.

La zone de postcombustion se trouve à l'arrière de la flamme, où des réactions supplémentaires se produisent entre les espèces qui ont été produites dans la zone de réaction. Ces réactions produisent généralement de l'eau, du dioxyde de carbone et de l'oxygène.

En ce qui concerne l'angle d'épanouissement de la flamme CH_4/O_2 , cela dépend de plusieurs facteurs, notamment de la composition du mélange, de la pression et de la température. En général, les flammes de méthane et d'oxygène ont tendance à avoir un angle d'épanouissement relativement faible, ce qui signifie qu'elles se propagent rapidement et de manière efficace. Cependant, cet angle peut être modifié par différents facteurs environnementaux et de la combustion.[8][6]

I.8 Description des modèles de turbulence

La modélisation de la turbulence est la construction et l'utilisation d'un modèle mathématique pour prédire les effets de la turbulence. Les flux turbulents sont monnaie courante dans la plupart des scénarios de la vie réelle, y compris le flux sanguin dans le système cardiovasculaire, le flux d'air au-dessus d'une aile d'avion, la rentrée de véhicules spatiaux, entre autres. Malgré des décennies de recherche, il n'existe pas de théorie analytique pour prédire l'évolution de ces écoulements turbulents. Les équations régissant les écoulements turbulents ne peuvent être résolues directement que pour des cas simples d'écoulement. Pour la plupart des écoulements turbulents réels, les simulations CFD utilisent des modèles turbulents pour prédire l'évolution de la turbulence. Ces modèles de turbulence sont des équations constitutives simplifiées qui prédisent l'évolution statistique des écoulements turbulents.

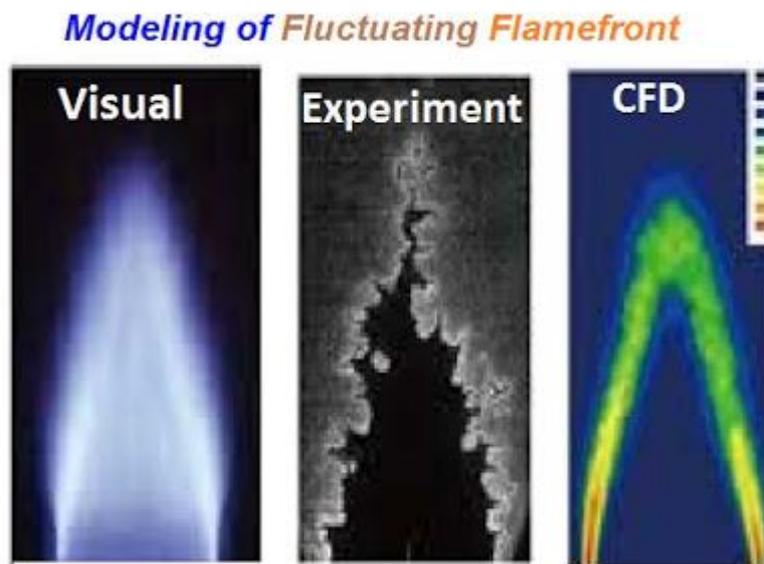


Figure 1.10 : Modélisation CFD de la combustion turbulente.[38]

La simulation numérique des flammes est un domaine en plein essor apportant des améliorations importantes à notre compréhension de la combustion. Les principaux problèmes et les fermetures connexes de la modélisation de la combustion turbulente sont passés en revue. Les problèmes de combustion impliquent un couplage fort entre la chimie, le transport et la dynamique des fluides. Les propriétés de base des flammes laminaires sont d'abord présentées ainsi que les principaux outils développés pour la modélisation de la combustion turbulente.

Les liens entre les fermetures disponibles sont éclairés à partir d'une description générique des outils de modélisation. Ensuite, des exemples de modèles numériques pour les taux de combustion moyens sont discutés pour la combustion turbulente prémélange. L'utilisation de la simulation numérique directe (DNS) comme instrument de recherche est illustrée pour le transport turbulent se produisant dans la combustion prémélange, la modélisation gradient et contre-gradient des flux turbulents est abordée. Enfin, une revue des modèles pour les flammes turbulentes non prémélanges est donnée.

I.8.1 Modèle de turbulence RANS

Prenons comme exemple un écoulement autour d'un corps. Nous pouvons étudier le flux avec une expérience. Si le nombre de Reynolds est grand, le flux autour du corps sera turbulent. En prenant un instantané du flux, nous verrions que le flux initialement organisé et

ordonné développerait un mouvement chaotique dynamique avec une large gamme de tourbillons.

En zoomant sur une région en aval du corps, nous continuerions à voir des structures de plus en plus complexes et petites qui varient dans l'espace et le temps. Si on répétait plusieurs fois l'expérience dans les mêmes conditions, on verrait à chaque fois une évolution différente du débit. Cependant, si nous surimposions les différentes solutions et calculions une moyenne d'ensemble, nous commencerions à reconnaître des structures cohérentes à la fois dans l'espace et dans le temps. Si le flux n'a pas de variations temporelles ou de périodicité, nous pourrions également faire la moyenne des résultats dans le temps pour augmenter l'échantillonnage de la moyenne.

Nécessitant une quantité modeste de matériel, de temps de calcul et d'effort humain, les méthodes RANS/URANS et les sous-modèles sont fortement appliqués pour divers problèmes de dynamique des fluides computationnels. L'implémentation de LES est rare mais possible dans certains cas qui nécessitent spécifiquement beaucoup plus de facilités de calcul contre URANS/RANS. :

- **SPALART-ALLMARAS**
 - Modèle à une équation
 - Pas de fonctions murales
 - Stable avec une bonne convergence
 - Pratique : écoulements aérodynamiques, écoulements transsoniques sur les profils aérodynamiques
 - Limitations : Résolution des écoulements de cisaillement, écoulement séparé, turbulence décroissante
- **K-EPSILON**
 - Modèle à deux équations (énergie cinétique turbulente et dissipation)
 - Utilise les fonctions murales
 - Bonne convergence et faibles besoins en mémoire
 - Pratique : Interactions de flux externes compressibles/incompressibles avec une géométrie complexe
 - Limites : pas précis pour les murs antidérapants, les gradients de pression défavorables, la forte courbure dans l'écoulement et les écoulements de jet

- **K-OMEGA**

- Modèle à deux équations (énergie cinétique turbulente et dissipation)
- Omega utilisé car il est plus facile à résoudre qu'epsilon
- Utilise les fonctions murales
- Bonne convergence et faibles besoins en mémoire
- Pratique : Semblable à k-epsilon précision améliorée pour les flux internes, les courbures, les flux séparés et les jets
- Limitations : Difficile à faire converger et sensible aux conditions initiales

Pour calculer les grandeurs techniques d'intérêts, ces débits moyens suffisent. Par exemple, les coefficients de force agissant sur un avion dans une certaine condition de vol, ou sur une voiture dans une attitude spécifique.

Une opération de moyennage peut être appliquée aux équations de Navier-Stokes pour obtenir les équations moyennes des écoulements de fluides appelées équations de Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS). Celles-ci sont très similaires aux équations d'origine mais contiennent des termes supplémentaires dans les équations de quantité de mouvement appelés termes de contrainte de Reynolds qui sont inconnus et doivent être modélisés.

Les modèles de turbulence visent à représenter l'effet de la turbulence via la fermeture de termes de contrainte de Reynolds inconnus. Les modèles de turbulence sont généralement classés en fonction du nombre d'équations supplémentaires nécessaires pour modéliser l'effet de la turbulence sur l'écoulement. Les modèles vont de relations algébriques très simples à une fidélité et une complexité accrue à mesure que le nombre d'équations utilisées augmente. La modélisation RANS est l'approche la plus courante et la plus répandue dans les applications industrielles. Si le flux d'intérêt est caractérisé par des pièces mobiles ou une caractéristique de flux périodique, ceux-ci peuvent être résolus à l'aide de RANS instables (URANS).

Tous les modèles RANS ont certaines limites en raison des hypothèses de modélisation utilisées pour dériver la formulation mathématique du modèle. Pour certaines applications, il peut être nécessaire d'utiliser des approches plus détaillées qui, au lieu de modéliser toutes les échelles de turbulence, tentent de résoudre les structures les plus énergétiques de l'écoulement. Cette approche est appelée simulations aux grandes échelles (LES). [24]

I.8.2 Large Eddy simulation (LES)

La simulation aux grandes turbulences (LES) est un modèle mathématique de turbulence utilisé dans la dynamique des fluides computationnelle. Il a été initialement proposé en 1963 par Joseph Smagorinsky pour simuler les courants d'air atmosphérique, et exploré pour la première fois par Deardorff (1970). Les applications LES sont actuellement appliquées dans une grande variété d'applications d'ingénierie, y compris la combustion, l'acoustique, et les simulations de la couche limite atmosphérique.

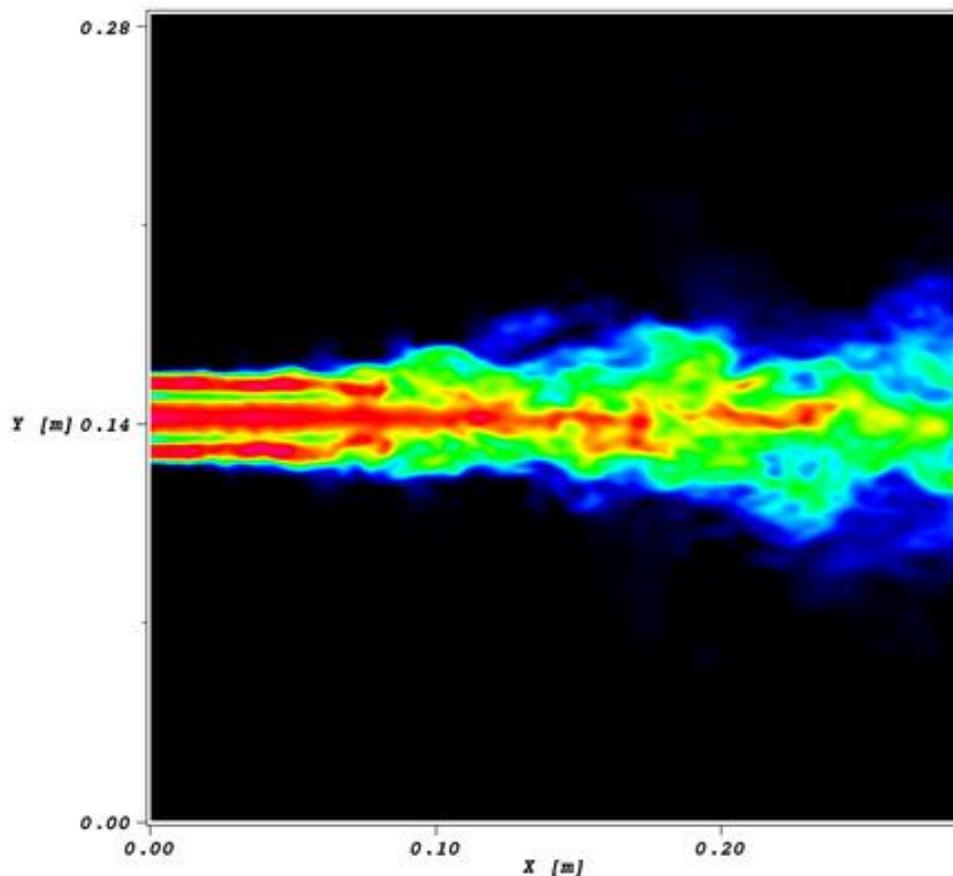


Figure I.11 : Champ de vitesse turbulente LES. [40]

La simulation d'écoulements turbulents en résolvant numériquement les équations de Navier-Stokes nécessite de résoudre une très large gamme d'échelles de temps et de longueur, qui affectent toutes le champ d'écoulement. Une telle résolution peut être obtenue avec la simulation numérique directe (DNS), mais le DNS est coûteux en calcul et son coût interdit la simulation de systèmes d'ingénierie pratiques avec une géométrie ou des configurations d'écoulement complexes, tels que des jets turbulents, des pompes, des véhicules et des trains d'atterrissage.

L'idée principale derrière LES est de réduire le coût de calcul en ignorant les plus petites échelles de longueur, qui sont les plus coûteuses en calcul à résoudre, via un filtrage passe-bas des équations de Navier – Stokes. Un tel filtrage passe-bas, qui peut être considéré comme une moyenne temporelle et spatiale, supprime efficacement les informations à petite échelle de la solution numérique. Cette information n'est cependant pas sans importance et son effet sur le champ d'écoulement doit être modélisé, une tâche qui est un domaine de recherche actif pour les problèmes dans lesquels les petites échelles peuvent jouer un rôle important, comme les écoulements proches des parois ; écoulements réactifs, et écoulements multiphasiques

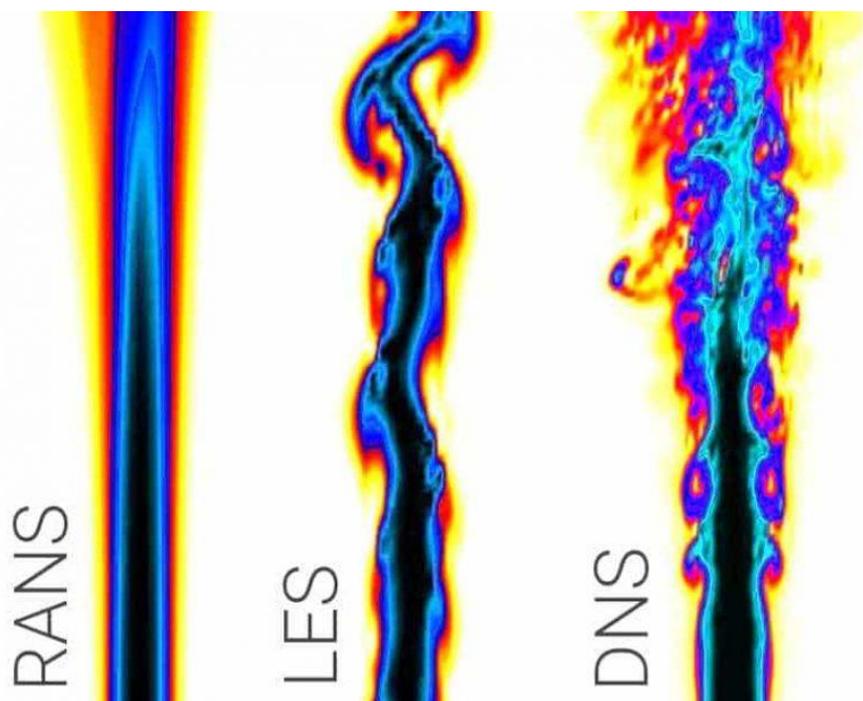


Figure I.12 : Modélisation CFD d'un jet turbulent par différentes approches. [39]

DNS : Écoulement à très petite échelle (ex : couches limites turbulentes). Actuellement informatiquement insoluble pour la plupart des problèmes.

LES : Vise à résoudre le coût de calcul que pose DNS et révèle les tourbillons cachés derrière la moyenne dans RANS. Bon pour les simulations 2D à l'échelle côtière et éventuellement les simulations 3D à l'échelle du laboratoire avec un code parallèle hautement optimisé.

RANS : C'est la méthode la moins coûteuse en calcul qui est utilisée pour la modélisation turbulente, mais elle n'est vraiment pas très bonne lorsque certains phénomènes ne peuvent

pas être moyennés, comme les instabilités. Les ondes acoustiques sont également modélisées de manière incorrecte car ce sont des processus intrinsèquement instables qui ne peuvent pas être moyennés, de sorte que les modélisateurs augmenteront généralement la viscosité turbulente et numérique pour supprimer les ondes acoustiques du système.

Cela montre la principale différence entre LES et RANS. [28]

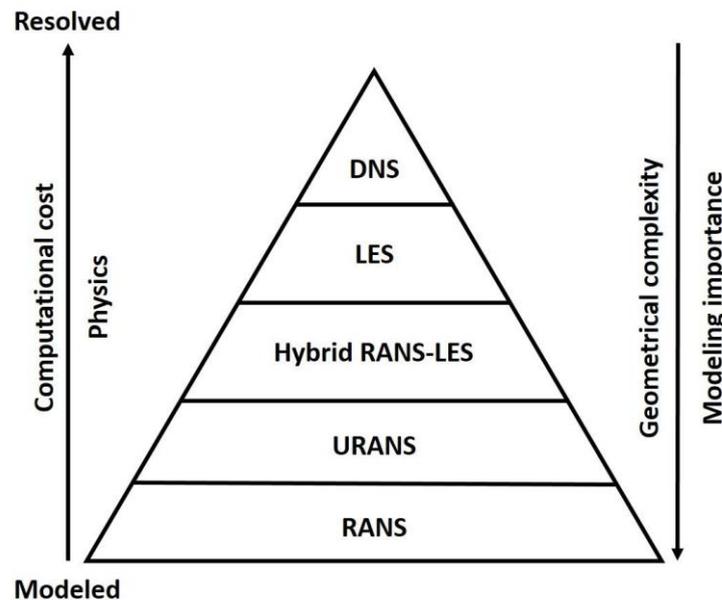


Figure I.13 : Des nombreuses méthodes pour modéliser les problèmes d'écoulement turbulent. [39]

I.9 Description des modèles de combustion

L'interaction turbulence/combustion est un phénomène complexe impliquant plusieurs processus physico-chimiques qui se produisent simultanément. Il existe différents modèles pour décrire ces interactions, qui peuvent être regroupés en deux catégories principales : les modèles cinétiques et les modèles de turbulence.

Les modèles cinétiques décrivent la réaction chimique qui se produit entre le combustible et l'oxygène pour former des produits de combustion. Ces modèles sont basés sur des équations de réaction chimique et des lois de la thermodynamique pour décrire les taux de réaction, les températures et les concentrations de chaque espèce chimique impliquée dans la combustion. Les modèles cinétiques peuvent être subdivisés en modèles homogènes et modèles hétérogènes, selon que les réactions se produisent dans une phase unique ou plusieurs phases (par exemple, la phase gazeuse et la phase solide).

Les modèles de turbulence, d'autre part, se concentrent sur l'interaction entre la turbulence et la combustion. La turbulence peut affecter la combustion en mélangeant le combustible et l'oxygène pour créer des conditions propices à la réaction, mais elle peut

également affecter la cinétique de la réaction et la distribution des espèces chimiques. Les modèles de turbulence sont basés sur les équations de Navier-Stokes et les équations de transport pour décrire la cinématique et la dynamique de la turbulence, ainsi que les lois de conservation de la masse, de l'énergie et de la quantité de mouvement pour décrire les processus de combustion.

Il est important de noter que les modèles cinétiques et les modèles de turbulence ne sont pas mutuellement exclusifs. En fait, pour décrire complètement l'interaction turbulence/combustion, il est souvent nécessaire d'utiliser une combinaison de ces deux types de modèles. [24]

I.9.1 Modèle EDM

L'Eddy dissipation est un concept utilisé dans la modélisation de la combustion pour décrire la façon dont la turbulence affecte les réactions chimiques. Lorsque la turbulence est présente, le mélange de combustible et d'oxygène est amélioré, ce qui augmente les taux de réaction et conduit à une combustion plus complète. Cependant, la turbulence peut également dissiper l'énergie thermique produite par la combustion, ce qui peut réduire l'efficacité de la réaction et la production de chaleur.

Le concept d'Eddy dissipation propose que la turbulence peut être représentée par une distribution statistique de petites échelles de mouvement, appelées tourbillons. Ces tourbillons peuvent être représentatifs de la turbulence, et peuvent être modélisés en utilisant les équations de Navier-Stokes. La dissipation d'énergie thermique dans ces tourbillons peut ensuite être calculée en utilisant des modèles cinétiques pour la combustion.

Plus précisément, la modélisation de l'Eddy dissipation consiste à diviser la réaction chimique en deux étapes : la première étape est la production de radicaux, qui est une réaction rapide et exothermique qui se produit dans les tourbillons de la turbulence. La deuxième étape est la combustion réelle du combustible, qui est une réaction plus lente et qui se produit à des échelles de temps plus grandes que celles des tourbillons.

En utilisant cette approche, les taux de production des radicaux peuvent être calculés en utilisant les équations cinétiques de la réaction chimique, tandis que la dissipation d'énergie thermique peut être calculée en utilisant les modèles de turbulence. Ces deux résultats peuvent alors être combinés pour prédire les taux de combustion et les températures dans le système de combustion.

L'Eddy dissipation est un outil important pour la modélisation de la combustion, car elle permet de prendre en compte l'effet de la turbulence sur les réactions chimiques. Cependant,

la modélisation de l'Eddy dissipation peut être complexe et nécessite souvent des approximations simplificatrices pour rendre le calcul plus faisable. [28]

I.9.2 Modèle Pdf (Probability Density Function)

Le modèle PDF (Probability Density Function) et les flamelettes sont des approches utilisées dans la modélisation des flammes dans le logiciel ANSYS Fluent, qui est un outil de simulation numérique des fluides.

Le modèle PDF est basé sur la résolution de l'équation de transport de la densité de probabilité. Il représente la distribution statistique des propriétés de la flamme, telles que la fraction massique du combustible et de l'oxydant, la température, etc. Le modèle PDF permet de prendre en compte les effets de turbulence, de mélange et de chimie complexe dans la modélisation des flammes.

Les flamelettes, quant à elles, sont utilisées pour représenter les structures fines à l'intérieur de la flamme. Elles sont des zones réactionnelles minces où la combustion se produit de manière concentrée. Les flamelettes sont résolues en utilisant des modèles de combustion plus détaillés, tels que les modèles de flamme laminaires ou les modèles de dissipation de flamme.

En combinant le modèle PDF et les flamelettes, on peut obtenir une modélisation plus précise et réaliste des flammes dans ANSYS Fluent. Cela permet de prendre en compte les phénomènes de combustion turbulente et de fournir des prédictions plus précises des propriétés de la flamme, telles que la structure de la flamme, la vitesse de propagation, la température, etc.

L'interaction entre les flamelettes et la turbulence est un phénomène complexe qui peut avoir un impact significatif sur la combustion. En présence de turbulence, les flamelettes peuvent se déformer, se diviser en plusieurs flamelettes plus petites ou s'éteindre complètement en raison de la dissipation de l'énergie thermique produite par la combustion. D'un autre côté, la turbulence peut augmenter le mélange de combustible et d'oxygène, ce qui peut favoriser la combustion et la propagation des flamelettes.

La modélisation de l'interaction entre les flamelettes et la turbulence est un domaine de recherche actif dans la combustion. Les approches de modélisation incluent souvent des modèles de combustion à deux échelles, qui décrivent les processus de combustion aux échelles de la flamelette et de la turbulence. Les modèles de flamelette utilisent souvent des équations de transport pour décrire les propriétés de la flamelette, telles que la température et la composition, tandis que les modèles de turbulence utilisent les équations de Navier-Stokes pour décrire la cinématique et la dynamique de la turbulence.

Les modèles de flammelette sont souvent couplés avec l'Eddy dissipation, qui décrit la dissipation turbulente de l'énergie thermique produite par la combustion. Les modèles les plus couramment utilisés pour cela sont les modèles RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) et RNG (Renormalized Group) qui utilisent des équations moyennées pour représenter les effets de la turbulence.

L'utilisation de l'Eddy dissipation avec des modèles de flammelette et des modèles de turbulence est importante pour la modélisation de la combustion dans des applications telles que les moteurs à combustion interne, les brûleurs industriels et les turbines à gaz. Ces modèles permettent de prédire avec précision les performances des systèmes de combustion, y compris les taux de production de polluants tels que les oxydes d'azote et les particules.

Dans le calcul de la dissipation des tourbillons dans les simulations de combustion, diverses approches et modèles peuvent être utilisés. Une méthode couramment utilisée est le concept de dissipation des tourbillons (EDC), qui repose sur l'hypothèse que la vitesse de réaction est contrôlée par les propriétés de turbulence locales.

L'EDC s'appuie sur les paramètres clés suivants :

- **Caractéristiques de la turbulence** : les quantités de turbulence telles que l'énergie cinétique turbulente (k) et le taux de dissipation turbulente (ϵ) sont calculées à l'aide de modèles de turbulence tels que les équations Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS). Ces modèles résolvent les propriétés moyennées dans le temps de l'écoulement, y compris la turbulence.

- **Vitesses de réaction** : les vitesses de réaction sont généralement représentées à l'aide d'expressions de vitesse de type Arrhenius, qui décrivent la dépendance de la vitesse de réaction à la température et aux concentrations de réactifs. Les vitesses de réaction sont influencées par les propriétés de turbulence locales.

- **Échelle de temps de mélange** : L'échelle de temps de mélange (τ) représente le temps caractéristique requis pour que les réactifs se mélangent et atteignent une composition uniforme. Elle est liée à la taille et à la vitesse des tourbillons turbulents présents dans l'écoulement.

En combinant ces paramètres, le concept de dissipation tourbillonnaire estime la vitesse de réaction locale en fonction des propriétés de turbulence locales. La vitesse de réaction est supposée être proportionnelle au produit des propriétés de turbulence (par exemple, k et ϵ) et d'une échelle de temps chimique caractéristique (τ). L'échelle de temps chimique caractéristique représente le temps nécessaire pour que les réactions chimiques se déroulent.

Globalement, le calcul de la dissipation turbulente consiste à modéliser l'interaction entre la turbulence et les réactions chimiques pour déterminer les vitesses de réaction locales et la dissipation d'énergie thermique dans le système de combustion. Cela aide à prédire le comportement de combustion, le dégagement de chaleur et les performances globales du système. Différents modèles de combustion et modèles de turbulence peuvent être utilisés en conjonction avec le concept de dissipation des tourbillons, en fonction des exigences spécifiques et des complexités du système de combustion étudié. [32] [28]

I.10 Conclusion

Le moteur cryotechnique offre des avantages tels qu'une efficacité énergétique accrue, une réduction des émissions et une performance améliorée. Cependant, des défis subsistent, notamment la complexité de la mise en œuvre et les coûts associés à cette technologie. Pour tirer pleinement parti de l'effet de moteur cryotechnique, des recherches supplémentaires sont nécessaires pour optimiser les systèmes, réduire les coûts et améliorer la fiabilité. Dans l'ensemble, ce chapitre met en évidence le potentiel de moteur cryotechnique et encourage des efforts continus pour son développement et son application pratique

CHAPITRE 02 :

Modélisation numérique (VF)

II.1 Introduction

Ce chapitre se concentre sur la modélisation thermodynamique et numérique de l'écoulement en sortie de l'injecteur, qui est un élément crucial dans de nombreux domaines de l'ingénierie, tels que l'aérospatiale, la mécanique des fluides et la combustion. L'injecteur joue un rôle essentiel dans la distribution précise et efficace d'un fluide, qu'il s'agisse de carburant, d'air, de liquides ou de gaz, dans un système ou un dispositif.

L'écoulement en sortie de l'injecteur est un processus complexe qui implique la conversion de l'énergie potentielle en énergie cinétique, la formation de jets ou de pulvérisations, ainsi que des interactions entre le fluide injecté et l'environnement environnant. Comprendre et maîtriser cet écoulement est essentiel pour optimiser les performances, améliorer l'efficacité et réduire les émissions indésirables.

En somme, ce chapitre constitue une exploration approfondie de l'écoulement en sortie de l'injecteur, mettant en évidence la géométrie et les domaines d'application. En comprenant les mécanismes fondamentaux, les modèles et les paramètres influents, nous pourrions améliorer la conception, l'efficacité et la performance des systèmes d'injection, ouvrant ainsi la voie à de nouvelles avancées technologiques et scientifiques.

II.2 Equation d'état pour gaz réel (PR, SRK, ARK, loi de mélange)

Il existe plusieurs équations d'état pour les gaz réels, chacune avec ses propres avantages et limites. Les trois équations d'état les plus couramment utilisées sont l'équation de Peng-Robinson (PR), l'équation de Soave-Redlich-Kwong (SRK) et l'équation d'état d'Angier Redlich Kwong (ARK).

Les équations d'état pour gaz réel sont des relations mathématiques qui permettent de décrire le comportement des gaz qui ne suivent pas les lois des gaz parfaits. Les équations d'état les plus couramment utilisées pour modéliser le comportement des gaz réels sont les suivantes:

II.2.1 Équation de Peng-Robinson (PR)

L'équation d'état de Peng-Robinson est une équation d'état cubique qui prend en compte les interactions moléculaires et la taille des molécules. Elle est donnée par :

$$P = \frac{RT}{V_m - b} - \frac{a(T)}{V_m^2 - 2bV_m - b^2} \quad (\text{II.1})$$

$$\text{Où : } a(T) = a^* \frac{R^2 T_c^2}{P_c} \alpha(T)$$

$$b = b^* \frac{RT_C}{P_C}$$

Où $a^* = 0,427480$; $b^* = 0,086640$, et:

$$a(T) = [1 + m(1 - \sqrt{T_r})]^2$$

P est la pression du gaz

V est le volume du gaz

T est la température du gaz

R est la constante universelle des gaz parfaits

$a(T)$ et b sont des paramètres ajustables qui dépendent de la température et des propriétés moléculaires du gaz.

II.2.2 Équation de Soave-Redlich-Kwong (SRK)

L'équation d'état de Soave-Redlich-Kwong est également une équation d'état cubique qui prend en compte les interactions moléculaires et la taille des molécules. Elle est donnée par :

$$P = \frac{RT}{V_m - b} - \frac{a(T)}{V_m^2 + V_m b} \quad (\text{II.2})$$

Où :

Les paramètres $a(T)$ et b sont définis de manière similaire à l'équation PR.

II.2.3 Équation d'état d'Angier Redlich Kwong (ARK)

L'équation d'état d'Angier Redlich Kwong est similaire à l'équation de Soave-Redlich-Kwong, mais elle prend en compte des corrections supplémentaires pour les interactions moléculaires et la taille des molécules. Elle est donnée par :

$$P = \frac{RT}{V_m - b + c} - \frac{a(T)}{V_m^2 + V_m b} \quad (\text{II.3})$$

Où :

$$c = \frac{RT_C}{P_C + a_0 / (V_C^2 + V_C b)} + b - V_C$$

Les paramètres $a(T)$ et b sont définis de manière similaire à l'équation PR. [19]

II.2.4 Loi de mélange

Les lois de mélange sont des équations qui permettent de modéliser le comportement de mélanges de gaz. Elles combinent les équations d'état pour chaque composant du mélange pour calculer les propriétés thermodynamiques du mélange dans son ensemble. Les lois de mélange les plus courantes incluent la loi de mélange de Lewis et la loi de mélange de Margules.

Une des lois de mélange couramment utilisé sur le code de calculs Ansys-Fluent, est la pondération par la masse volumique (Volume weighted mixing law 'VWML'), où elle utilise les fractions massiques locales, pour l'estimation de la masse volumique du mélange comme [19] :

$$\frac{1}{\rho_m(T.P)} = \sum_i^n \frac{Y_i}{\rho_i(T.P)} \quad ; \quad i = 1, 2, 3, \dots n \quad (\text{II.4})$$

Il est important de noter que chacune de ces équations d'état a ses propres avantages et limites en fonction du gaz et des conditions de température et de pression considérées. Il est donc important de choisir l'équation d'état la plus appropriée en fonction de la situation pour obtenir des résultats précis et fiables. [27]

II.3 Equations de l'Aero-thermochimie

Les éléments de thermodynamique et de cinétique chimique permettent de modéliser l'aspect énergétique (source d'énergie chimique) du milieu réactif en traçant l'équation de conservation des espèces et l'équation de conservation de l'énergie. Ce sont aussi des équations qui permettent de résoudre l'aspect dynamique du courant par la densité du mélange et l'influence des forces extérieures , qui diffèrent selon les espèces chimique formant le mélange.

Chaque problème de modélisation de la combustion est basé sur les équations de l'Aero-thermochimie listées ci-dessous sous leur formes générale [46]

II.3.1 Equation de continuité

Puisque la masse est maintenue lors des réactions chimiques , l'équation exprimant la rétention de masse est donnée comme suit :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (\text{II.5})$$

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

$$\frac{\partial \rho Y_k}{\partial t} + \frac{\partial \rho(u_i + V_{k,i})Y_k}{\partial x_i} = \omega_k \quad (\text{II.6})$$

Avec $V_{k,i}$ la composante i de la vitesse de diffusion V_k de l'espèce k, Y_k sa fraction massique et ω_k est le taux de production de l'espèce k.

II.3.2 Equation de conservation de quantité de mouvement :

L'équation de conservation de la quantité de mouvement s'écrit sous la forme :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + \rho F_i \quad (\text{II.7})$$

Là où :

τ_{ij} : Désigne le tenseur des forces visqueuses

F_i : la force de volume agissant à distance sur le fluide

Avec

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \right] \quad (\text{II.8})$$

II.3.3 Equation de conservation de l'énergie

L'équation de conservation de l'énergie pour un écoulement réactif peut s'écrire avec la formulation de l'enthalpie comme suit :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho h_t) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho h_t u_j) = \frac{\partial P}{\partial t} + \frac{\partial J_j^h}{\partial x_j} + \frac{\partial (u_i \tau_{ij})}{\partial x_j} \quad (\text{II.9})$$

Avec :

$$J_j^h = -\frac{\mu_l}{P_r} \left[\frac{\partial h}{\partial x_j} + \sum_{k=1}^N \left(\frac{P_r}{S_{ck}} - 1 \right) h_k \frac{\partial Y_k}{\partial x_j} \right] \quad (\text{II.10})$$

La combustion fait apparaître et disparaître des espèces chimiques. Dans notre étude la combustion de H_2/O_2 (ou CH_4/O_2) qui fait diminuer la fraction massique de H_2 (ou CH_4) et O_2 et fait apparaître les produits de combustion (CO_2 , H_2O)

La combustion fait aussi intervenir plusieurs espèces qui réagissent à travers plusieurs réactions élémentaires (mécanismes réactionnel). Ces espèces sont caractérisées par leurs fraction massique Y_k pour $k=1$ à N , où N est le nombre d'espèce dans le mélange réactif. [46]

Les fractions massiques Y_k sont définie par :

$$Y_k = \frac{m_k}{m}$$

Où m_k est la masse de l'espèce k présente dans un volume donné V et m la masse totale du gaz dans le volume V

La pression totale d'un mélange gazeux est définie par la somme des pressions partielles :

$$P = \sum_{k=1}^N P_k \quad \text{et} \quad P_k = \rho_k \frac{R}{W_K} T$$

La constante universelle des gaz parfait est $R=8.3143 \text{ J}/(\text{mol} \cdot \text{K})$

La densité ρ , qui a été prise en considération dans les équations de conservations précédentes est une somme des ρ_k de chaque espèce chimique analysée, donc la densité pour un mélange multi espèces est donnée par :

$$\rho = \sum_{k=1}^N \rho_k$$

Cette équation ferme le système adéquation de Navier-stokes , ou T est la température, R la constante des gaz parfait , $\rho_k = Y_k \rho$ et W_k sont respectivement la densité et la masse moléculaire de l'espèce k . [46]

Pour le mélange réactif étudié , la masse moléculaire moyenne du mélange W donne par :

$$\frac{1}{W} = \sum_{k=1}^N \frac{Y_k}{W_k}$$

La chaleur spécifique a pression constante C_p est donné par

$$C_p = \sum_{k=1}^n C_{pk} - Y_k \quad (\text{II.11})$$

Ou C_{pk} est la chaleur spécifique de l'espece k a pression constante , elle est donnée par :

$$C_{pk} = 2.5 \frac{R}{W_k}$$

La chaleur spécifique a volume constant du mélange C_v est donnée par :

$$C_v = C_p - r$$

II.3.4 Equation de conservation des espèces chimique

La détermination de la fraction massique pour chaque espèce , Y_i , se fait par la solution de l'équation de transport de la i^{eme} espèces , qui a la forme suivante [46] :

$$\frac{\partial(\rho Y_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \vartheta Y_i)}{\partial x_i} = - \frac{\partial^2}{\partial t^2} \left[(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t}) Y_i \right] + R_i \quad (\text{II.12})$$

Y_i : est la fraction massique de l'espece i

Sc_t : est le nombre de schmidt turbulent : $\frac{\mu_t}{\rho D_t}$

II.4 Expression pour la fraction de mélange (Z) du jet

On utilise la relation qui définit la fraction de mélange, comme un scalaire passif [19] :

$$Z = \frac{s Y_{H_2} - Y_{O_2} + Y_{O_2}^0}{s Y_{H_2}^0 + Y_{O_2}^0} \quad (\text{II.13})$$

Où : s , Y_{H_2} , $Y_{H_2}^0$, $Y_{O_2}^0$ correspondent respectivement au rapport stœchiométrique massique (pour une combustion complète, $s = 8$), à la fraction massique de l'oxygène, à la fraction massique de l'hydrogène, à la fraction massique d'oxygène dans le jet d'oxygène (1 dans notre cas) et à la fraction massique d'hydrogène dans le jet d'hydrogène (1 dans notre cas).

Au niveau de la couche de mélange, les réactifs sont entièrement consommés et la flamme de diffusion se stabilise spatialement lorsque la fraction de mélange atteint sa valeur stœchiométrique $Z_{st} = 1/9$. [33]

II.5 Construction et maillage de modèle géométrique

II.5.1 Géométrie

II.5.1.a Chambre de combustion

La chambre de combustion du banc d'essai MASCOTTE présente une section carrée de 50 mm x 50mm. La tête d'injection est composée d'un seul élément d'injection coaxial introduit partiellement de 10 mm à l'intérieur, de longueur $L_{inj} = 34$ mm.

Le domaine de calcul est assimilable à la chambre de combustion du banc d'essai Mascotte V03 avec une longueur de $L_{ch} = 400$ mm et un diamètre de 50 mm (Figure II.1). Le tube de LO_2 a un diamètre intérieur de $D_1 = 5$ mm alors que celle du GH_2 est $D_{GH_2} = 10$ mm (Figure II.2). L'épaisseur de la lèvre d'injecteur de LO_2 est de 0,3 mm, donc le diamètre extérieur (D_2) de l'injecteur de LO_2 est de 5,6 mm.

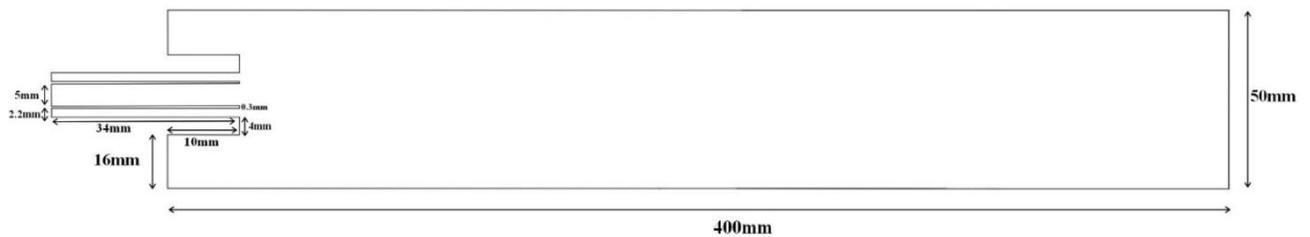


Figure II.1: Schéma de la chambre de combustion avec dimensions

II.5.1.b Injecteur :

L'injecteur MASCOTTE est un élément coaxial composé d'un noyau d'oxygène liquide entouré d'un flux d'hydrogène gazeux à grande vitesse, ce qui garantit d'excellentes propriétés d'atomisation

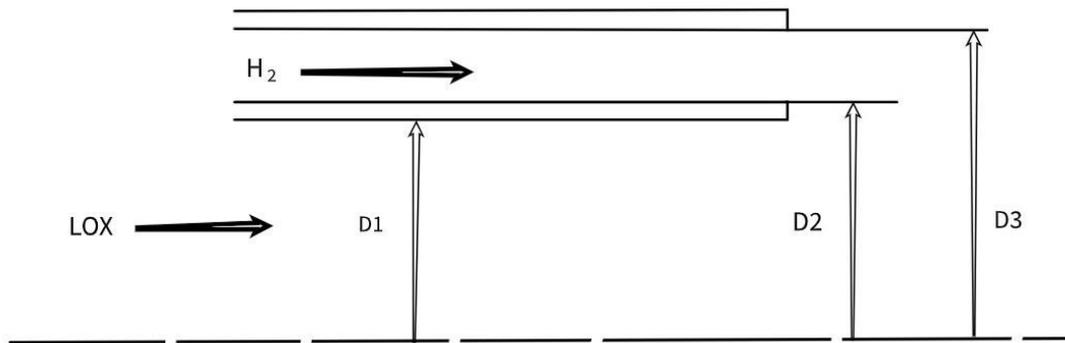


Figure II.2 : Les dimensions de l'injecteur

Les dimensions de l'injecteur sont indiquées ci-dessous

Tableau II.1 : Les dimensions de l'injecteur en mm.

	D1	D2	D3
DIAMETRE	5.0mm	5,6mm	10mm

II.6 Conditions aux limites à l'entrée de l'injecteur

Les conditions aux limites prises pour l'étude numérique des deux couples H_2/O_2 et CH_4/O_2 permettent de donner le même rapport de mélange que l'expérience sur le banc d'essai.

Tableau II.2 : Les conditions opératoires de H_2/O_2

	Vitesse d'injection (m/s)	Température statique (K)	Intensité de turbulence %
GH_2	256	287	5
LO_2	18.8	85	5

Tableau II.3 : Les conditions opératoires de CH_4/O_2

	Vitesse d'injection (m/s)	Température statique (K)	Intensité de turbulence %
--	--------------------------------------	-------------------------------------	--------------------------------------

GCH₄	65	287	5
LO₂	8.33	85	5

II.7 Modèle de la turbulence

II.7.1 Modèle k - ε :

Le modèle k - ε standard (Launder et Spalding, 1972) se base sur le concept Bousinesq (1977). Les termes des contraintes de Reynolds sont :

$$-\rho u_i u_j = 2u_i s_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (\text{II.14})$$

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{II.15})$$

$$\mu_t = \rho \nu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (\text{II.16})$$

Avec $C_\mu = 0.0845$

L'énergie cinétique turbulente est définie par :

$$k = \frac{1}{2} u_i u_j = \frac{1}{2} (u_1^2 + u_2^2 + u_3^2) \quad (\text{II.17})$$

Le taux de dissipation ε de l'énergie cinétique k est donné par :

$$\varepsilon = \nu \frac{\partial u_i u_i}{\partial x_j x_j} \quad (\text{II.18})$$

L'adaptation des constantes standards du modèle donné par lauder et spalding (1974)

Rend le système d'équation opérationnel. Elles sont réunies dans le Tableau :

Tableau II.4 : Constantes de modèle k - ε

C_{mu}	C_{ε_1}	C_{ε_2}	σ_k	σ_ε
0.09	1.44	1.87	1	1.3

Il est indispensable de savoir que le modèle k-ε est applicable aux écoulements à nombre de Reynolds élevé.

II.7.2 Modèle RNG k-ε

Le modèle RNG, développé par le groupe de renormalisation (Yakhot & Smith, 1992) consiste en une estimation au cours du calcul de la constante $C_{\varepsilon 1}$, remplacée dans l'équation de dissipation par $C_{\varepsilon 1}''$ donnée par l'expression (6). Cette expression ajoute un terme fonction du taux de déformation η à l'équation du taux de dissipation le rendant ainsi moins diffusif.

$$C_{\varepsilon 1}'' = C_{\varepsilon 1} - \frac{\eta \left(1 - \frac{\eta}{\eta_0}\right)}{1 + \beta \eta^3}$$

Avec

$$\eta = \frac{k}{\varepsilon} \sqrt{\frac{p}{\eta_t}}$$

Les constantes du modèle RNG ont pour valeur, Tableau II.5

Tableau II.5 : Constantes de modèle RNG k- ε

C_{μ}	$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$	σ_{ε}	η_0
0.0845	1.42	1.68	0.85	0.85

La différence principale entre la version standard et RNG k - ε est dans l'équation du taux de la dissipation turbulente d'énergie. Dans les écoulements à taux de contraintes élevés, le modèle RNG prévoit une faible viscosité turbulente (c'est-à-dire un taux de dissipation ε élevé et une production de turbulence k faible) que le modèle standard.

Bien que le modèle RNG k - ε a été découvert pour faire mieux que le modèle standard pour les écoulements avec une grande courbure des lignes de courant, et aussi non encore validé intensivement par les chercheurs que le modèle k - ε .

La version standard de k - ε et RNG k - ε est valide pour les écoulements turbulents loin des parois. [34]

II.8 Calcule CFD

Plusieurs méthodes de résolution sont disponibles, dont les méthodes Simplec, Simple et Coupled, qui sont couramment utilisées.

II.8.1 Méthode Simplec : La méthode Simplec est une approche simplifiée de la résolution des équations de conservation dans Fluent. Elle repose sur une boucle de calcul itérative où les équations de conservation sont résolues séquentiellement. Dans chaque itération, la pression est corrigée pour satisfaire la condition de conservation de la masse. Cette méthode est généralement utilisée pour les simulations transitoires et les cas de faible couplage entre les équations.

II.8.2 Méthode Simple : La méthode Simple est une approche plus avancée de la résolution des équations de conservation. Elle utilise une boucle itérative où les équations de conservation sont résolues simultanément, permettant un meilleur couplage entre les variables. La méthode Simple prend en compte les interactions entre les différentes équations de transport, telles que la vitesse, la pression et la turbulence. Elle est plus précise et robuste que la méthode Simplec, mais elle nécessite également plus de ressources de calcul.

II.8.3 Méthode Coupled : La méthode Coupled est une méthode entièrement couplée qui résout simultanément toutes les équations de conservation dans Fluent. Elle offre la plus grande précision et convergence, mais elle est également la plus coûteuse en termes de temps de calcul. La méthode Coupled permet une interaction complète entre toutes les variables, garantissant une résolution précise des phénomènes physiques complexes

Tableau II.6 : Choix du schéma de discrétisation

Gradient	Cellule des moindres carrés
Pression	Standard
Momentum	Premier ordre au près
Énergie cinétique turbulente	Premier ordre au près
Taux de dissipation turbulent	Premier ordre au près
Energie	Second ordre au près
Fraction moyenne du mélange	Second ordre au près
Écart de fraction de mélange	Second ordre au près

Tableau II.7 : Choix de schéma de control

Pression	0.3
Densité	1
Forces du corps	1
Momentum	0.7
Énergie cinétique turbulente	0.8
Viscosité turbulente	1
Énergie	0.7
Température	0.8
Fraction moyenne du mélange	0.8
Écart de fraction de mélange	0.8

II.9 Conclusion

La modélisation thermodynamique de l'écoulement en sortie de l'injecteur implique généralement la résolution des équations de conservation de la masse, de l'énergie et de la quantité de mouvement, ainsi que la prise en compte des propriétés physiques et des lois de comportement des fluides. Des techniques avancées, telles que la simulation numérique des fluides (CFD), sont souvent utilisées pour résoudre ces équations et obtenir des résultats détaillés sur les champs de température, de pression, de vitesse et de composition des espèces chimiques.

En utilisant des modèles thermodynamiques appropriés, il devient possible d'analyser les performances de l'injecteur, d'optimiser la conception de la chambre de combustion, de prédire les caractéristiques de la flamme et de minimiser les émissions polluantes. Les modèles thermodynamiques permettent également d'évaluer l'efficacité énergétique de la combustion et de comprendre les phénomènes de transfert de chaleur qui se produisent à la sortie de l'injecteur.

En conclusion, la modélisation thermodynamique de l'écoulement en sortie de l'injecteur est un outil essentiel pour la conception et l'optimisation des systèmes de combustion. Elle permet de prédire et d'analyser les propriétés thermodynamiques de l'écoulement, fournissant ainsi des informations précieuses pour améliorer l'efficacité, la performance et la durabilité des systèmes de combustion.

CHAPITRE 03 : **Résultats et discussion**

III.1 Introduction

Les modèles de turbulence, tels que K-Epsilon et RNG K-Epsilon, ont un impact sur plusieurs aspects lors de la modélisation de la combustion, y compris la température, la fraction de mélange (Z), les espèces chimiques et la structure de la flamme. Voici comment ces modèles peuvent influencer ces paramètres :

Température : Les modèles de turbulence affectent la prédiction de la température en modélisant les échanges de chaleur turbulente. Ils jouent un rôle dans la prédiction de la dissipation turbulente, qui influence les transferts de chaleur et donc la température. Des modèles de turbulence plus précis peuvent mieux capturer les gradients de température et les interactions thermiques dans le système.

Fraction de mélange (Z) : Les modèles de turbulence influencent la prédiction de la fraction de mélange, qui est utilisée pour représenter la distribution spatiale des différentes espèces chimiques dans le système. Des modèles de turbulence plus sophistiqués peuvent mieux capturer les effets turbulents sur les gradients de concentration et améliorer la prédiction de la fraction de mélange.

Espèces chimiques : Les modèles de turbulence ont également un impact sur la prédiction des espèces chimiques présentes dans la combustion. Les interactions turbulentes peuvent affecter les taux de réaction chimique, les processus de mélange et les profils de concentration des espèces. Les modèles de turbulence peuvent améliorer la prédiction des espèces chimiques en capturant ces interactions turbulentes de manière plus précise.

Structure de la flamme : La structure de la flamme, y compris l'épaisseur de la zone réactive et la forme de la flamme, est influencée par les modèles de turbulence. Une modélisation précise de la turbulence peut aider à capturer les effets de la turbulence sur la propagation de la flamme, tels que la turbulence pré-mélangée et la turbulence diffusionnelle. Des modèles de turbulence avancés peuvent mieux représenter la structure de la flamme et améliorer la prédiction des caractéristiques de la combustion.

Il convient de noter que l'effet des modèles de turbulence sur ces paramètres dépend de la nature spécifique de l'écoulement, des conditions aux limites, de la géométrie et d'autres facteurs propres à chaque cas d'étude. Des validations expérimentales et des analyses détaillées sont présentés dans ce chapitre pour évaluer l'influence des modèles de turbulence sur la température, la fraction de mélange, les espèces chimiques et la structure de la flamme dans un cas particulier.

III.2 Etude du cas H₂/O₂

Le code CFD ANSYS Fluent v.22.2 a été utilisé pour une simulation axisymétrique en 2D (deux-dimensions).

Nous avons employé un maillage quadratique, la grille de calcul utilisée est illustrée à (Figure III.1) et elle se compose de 326120 Cellules rectangulaires. Il a été obtenu en utilisant environ 328984 nœuds pour une région d'environ 50mm X 424mm.

Avant de choisir cette grille différents maillages avec raffinement ont été appliqués à la géométrie comme le premier par exemple avec 188000 cellules mais on n'a pas obtenu un bon résultat de calcul alors on a augmenté le nombre des cellules avec un raffinement seulement au zone de mélange au voisinage de la sortie de l'injecteur jusqu'à le maillage utilisé dans cette étude (Figure III.2).

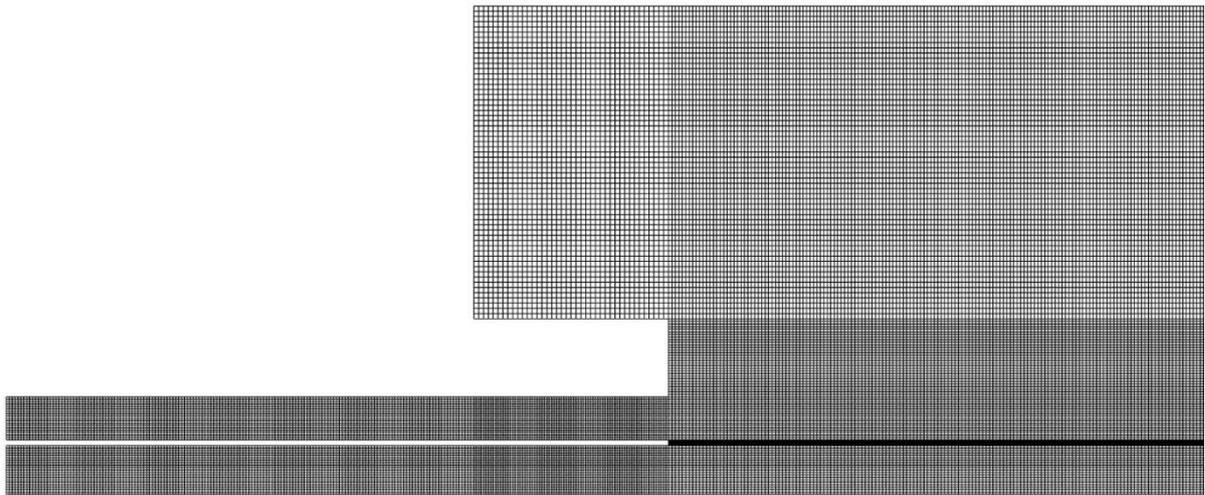


Figure III.1 : Maillage avec raffinement quadratique du domaine de calcul

Le modèle K-epsilon avec PDF et le modèle RNG K-epsilon avec PDF sont deux extensions des modèles de turbulence K-epsilon classiques, visant à améliorer la prédiction des écoulements turbulents avec des variations complexes de densité et de composition. Ces deux approches ont été utilisés pour représenter la distribution de variables scalaires, telles que la fraction de mélange ou les espèces chimiques.



Figure III.2 : Zoom du maillage au niveau de l'injecteur

K-Epsilon : Le modèle K-Epsilon est une version améliorée du modèle K-Epsilon classique. Il vise à mieux capturer les effets de la turbulence dans les écoulements complexes en introduisant des termes de transport supplémentaires dans les équations de transport des moments turbulents. Ces termes additionnels sont basés sur la structure de Reynolds du fluide et visent à améliorer la prédiction de la turbulence dans les régions à fort cisaillement et avec des gradients de vitesse élevés.

RNG K-Epsilon : Le modèle RNG K-Epsilon est une autre amélioration du modèle K-Epsilon classique, introduite par Yakhot et al. Il utilise la théorie du chaos pour fournir une correction supplémentaire dans les équations de transport des moments turbulents. Cette correction permet de mieux prendre en compte les effets turbulents complexes, en particulier dans les écoulements fortement tourbillonnaires et avec des écoulements à séparation.

III.2.1 Effet des modèles de turbulence (K-Epsilon, RNG)

Les contours obtenus pour le température de flamme (Figure III.3) ont permis de constater que le modèle K-epsilon avec PDF offre une représentation plus précise de la forme et la température de la flamme H₂/O₂ avec le modèle de combustion de la fonction de densité de probabilité (PDF). Cela permet de modéliser de manière plus réaliste la distribution des fractions de mélange, telles que la température.

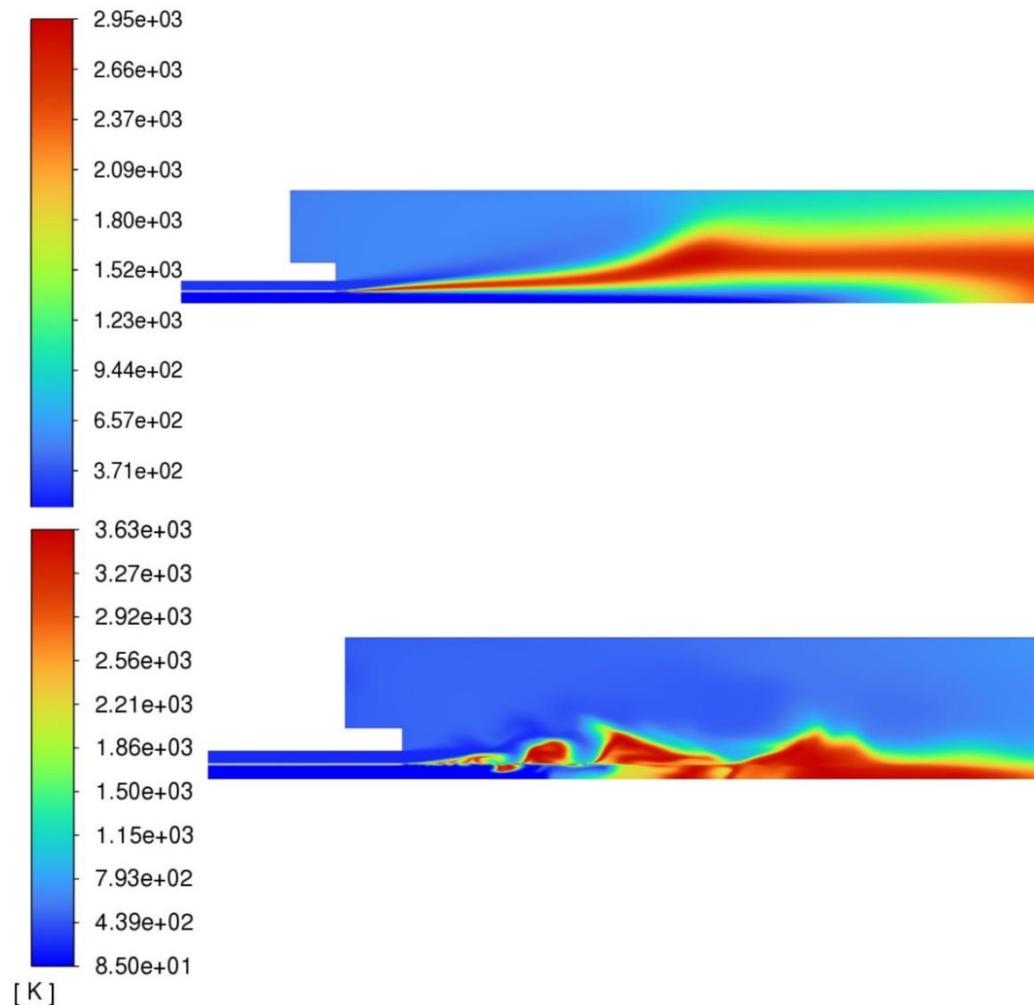


Figure III.3 : *Comparaison des Contours de température (K) des modèles K-epsilon avec PDF et RNG K-epsilon avec PDF*

Le modèle RNG K-epsilon, bien qu'il puisse fournir des résultats acceptables dans de nombreux cas, peut avoir des limites dans sa capacité à présenter des bons résultats dans cette étude. Pour cela l'approche k- ϵ – Pdf sera utilisé pour le reste des calculs.

III.2.2 Validation de la température sur l'axe

Le tracé de température sur l'axe permet d'analyser des phénomènes tels que les gradients de température, les zones de mélange, les zones de convection thermique. Il peut également aider à identifier les zones de recirculation, les tourbillons et d'autres structures turbulentes qui peuvent influencer le transfert de chaleur.

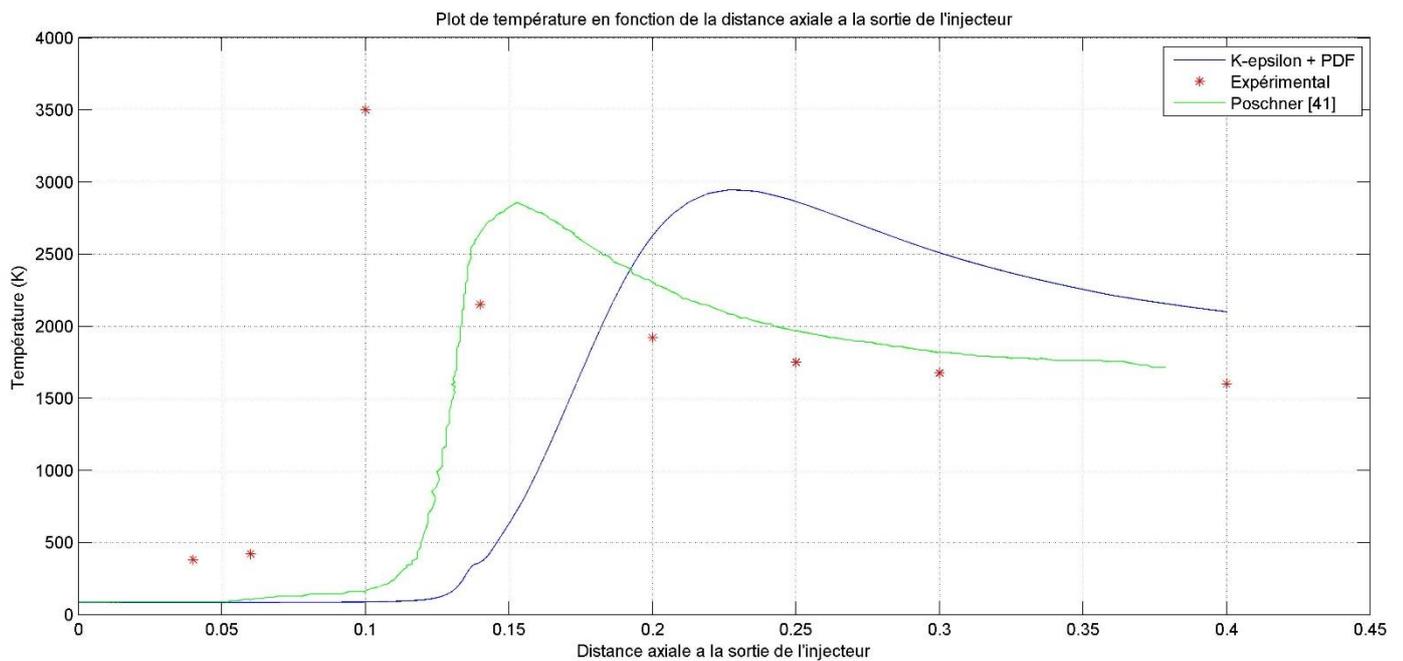


Figure III.4 : La température sur l'axe de l'approche K-epsilon - PDF

La figure ci-dessous représente la température (K) en fonction de la distance axiale de la sortie de l'injecteur (m) par rapport « K- epsilon+PDF » et « CFD de Poschner ». Les résultats montrent une légère similitude entre les deux courbes. Entre [0m-0.1m] de distance, les deux courbes étaient identiques, le plot de température était égal à 85 k qui est la température du O₂ au niveau de l'injecteur. D'autre côté, on a noté une allure assez proche à l'expérimental avec les deux courbes.

Au voisinage de 0.15 m de distance, le plot de température (CFD de Poschner) a augmenté jusqu'à ce qu'il atteigne la pic de 2800k. En parallèle, le profil de température (K-epsilon+PDF) a commencé à augmenter jusqu'à qu'il atteigne 600k. À cet intervalle [0.1m-0.15m], On a remarqué que les deux courbes ont été en état d'augmentation continue. A l'intervalle [0.15m-0.2m], on a marqué que les 2 courbes ont été en opposition, concernant « Poschner », le plot de température a commencé à

diminuer jusqu'à 2300K. Contrairement « K-epsilon+PDF », on a noté une augmentation continue de température jusqu'à les 2500K.

A l'intervalle de distance entre [0.2m-0.4m], les valeurs de température concernant la courbe de Poschner restent toujours en diminution jusqu'au 1600k, comme on a marqué une allure proche de cette courbe à l'expérimentale à cet intervalle. Revenant au K-epsilon, la courbe montre que les valeurs de températures ont continué à augmenter jusqu'à le pic 2900K mais à 0.25m de distance, ces valeurs ont diminué jusqu'à qu'ils atteignent presque 2000k.

Notre approche K-epsilon avec PDF se base sur la résolution d'équations de transport pour les grandeurs turbulentes, tandis que le modèle Poschner utilise une approche basée sur la turbulence homogène et isotrope. Chaque modèle fait des hypothèses et utilise des relations spécifiques pour représenter le comportement de la turbulence. Par exemple, le modèle K-epsilon avec PDF suppose une distribution probabiliste des grandeurs turbulentes, tandis que le modèle de Poschner [41] peut utiliser des approximations basées sur des équations plus simplifiées.

III.2.3 La structure de la flamme H₂/O₂

Le contour de fraction massique de OH permet d'analyser divers aspects de la combustion, tels que la propagation de la flamme, les zones de préchauffage, les zones de combustion complète et incomplète. Il est également utile pour identifier les zones de réactions chimiques actives, les zones de production et de destruction de OH, et pour évaluer l'efficacité de la combustion.

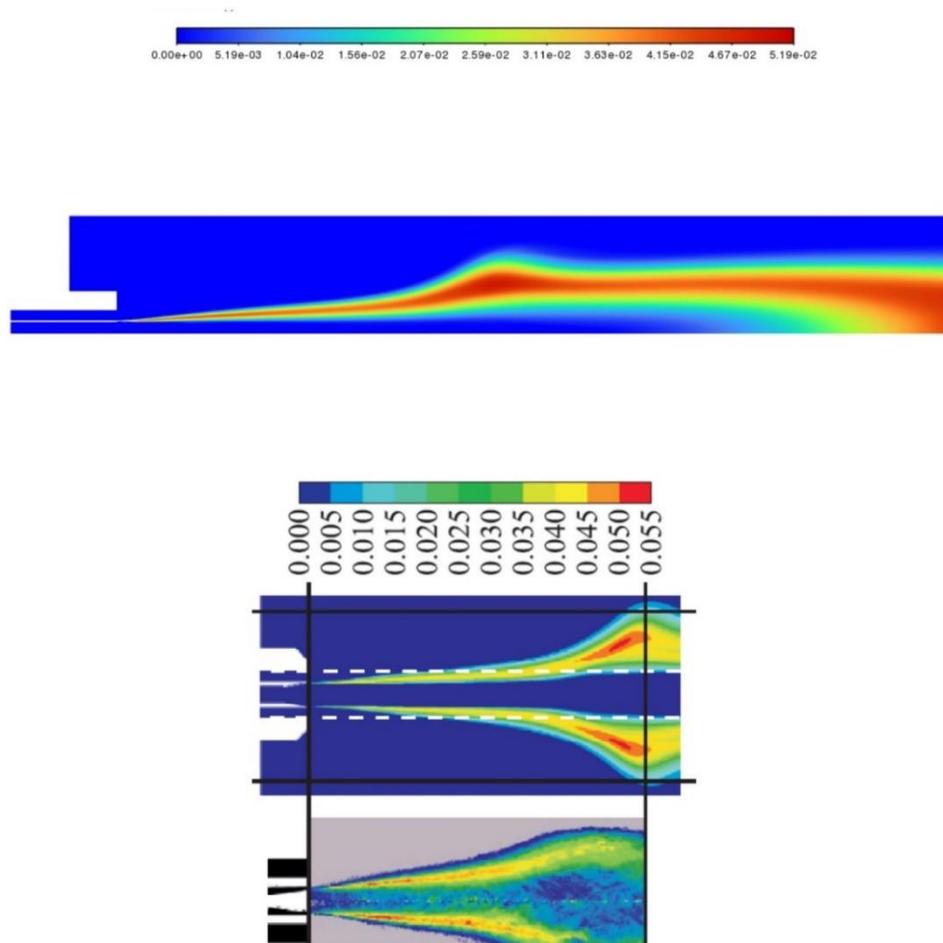


Figure III.5 : Comparaison du contour de fraction massique de OH cas *k-epsilon* PDF avec cas expérimental et cas Poschner [41]

Si le cas expérimental Poschner et le cas du modèle K-epsilon avec PDF sont assez comparables en termes de forme et longueur de flamme, les résultats peuvent montrer des similitudes très proche non seulement a la sortie et au niveau des lèvres de l'injecteur mais aussi dans zone d'épanouissement de la flamme. Le cas expérimental est basé sur des mesures réelles, ce qui leur confère une plus grande précision dans la représentation des distributions de fraction massique de OH. En terme général la structure de flamme du couple H₂/O₂ est assimilable aux résultats numérique de Poschner et expérimental [41].

III.2.4 La fraction de mélange Z

La distribution de la fraction de mélange Z dans ce contexte offre une visualisation graphique des résultats obtenus à partir de notre approche. Il montre généralement la variation spatiale de la fraction de mélange Z le long d'une ligne de courant ou à travers une section transversale de l'écoulement. Cette distribution peut mettre en évidence les zones où la fraction de mélange Z est faible et où est élevé, ce qui permet de détecter des phénomènes tels que les zones de mélange intense ou les interfaces entre les phases.

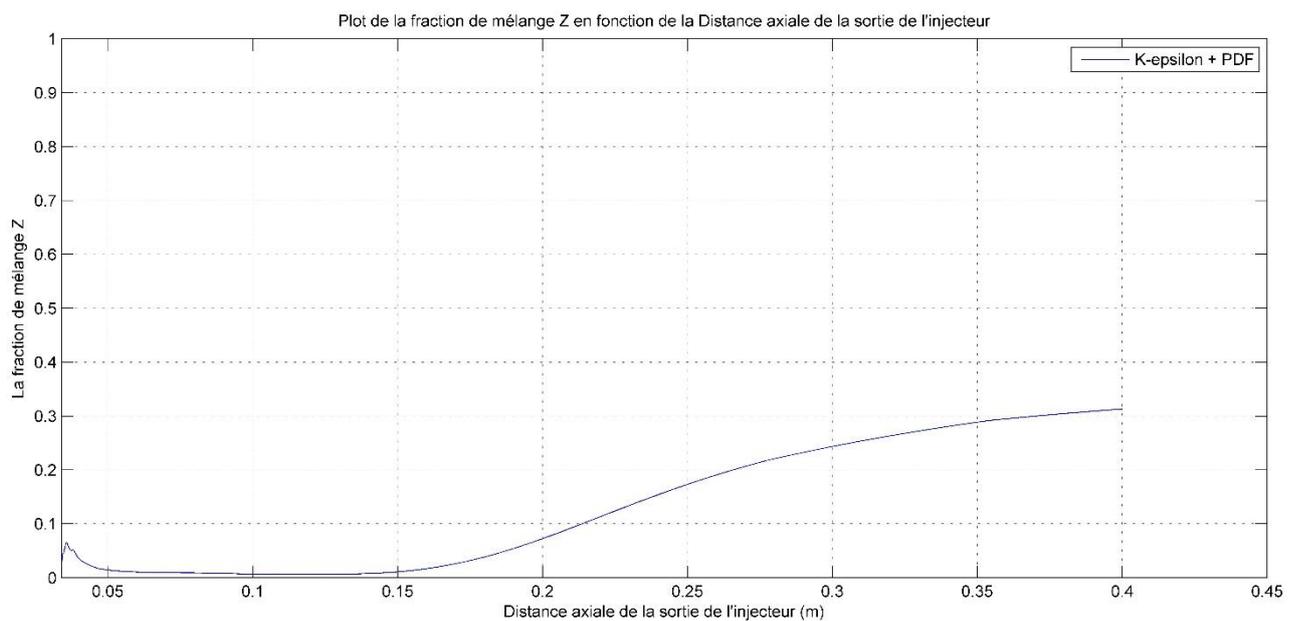


Figure III.6 : *Plot de la fraction de mélange Z en fonction de la Distance axiale de la sortie de l'injecteur*

L'évolution de la fraction de mélange de H_2O_2 dans le système montre une augmentation significative juste après la sortie de l'injecteur, indiquant une réaction chimique en cours. Cependant, à proximité de la position $z=0$, où l'on s'attend à une concentration plus élevée en oxygène, la fraction de mélange de H_2/O_2 reste relativement proche de sa valeur initiale. Cette observation suggère une consommation rapide de l'oxygène dans la région proche de $z=0$.

La fraction de mélange de H_2O_2 commence à augmenter de manière significative. Cela peut être attribué à la progression de la réaction de combustion, où l'oxygène réagit avec d'autres composés présents dans le mélange, conduisant à une augmentation progressive de la fraction de mélange de H_2O_2 .

III.3 Etude du cas CH₄/O₂:

III.3.1 Effet des modèles de turbulence (K-Epsilon, RNG)

Les contours de température (K) des modèles K-epsilon avec PDF et RNG K-epsilon avec PDF pour le cas CH₄/O₂ peuvent différer en raison de leurs approches de modélisation de la turbulence, de leur capacité à capturer les phénomènes chimiques, de leur sensibilité aux conditions d'écoulement et de leur validation.

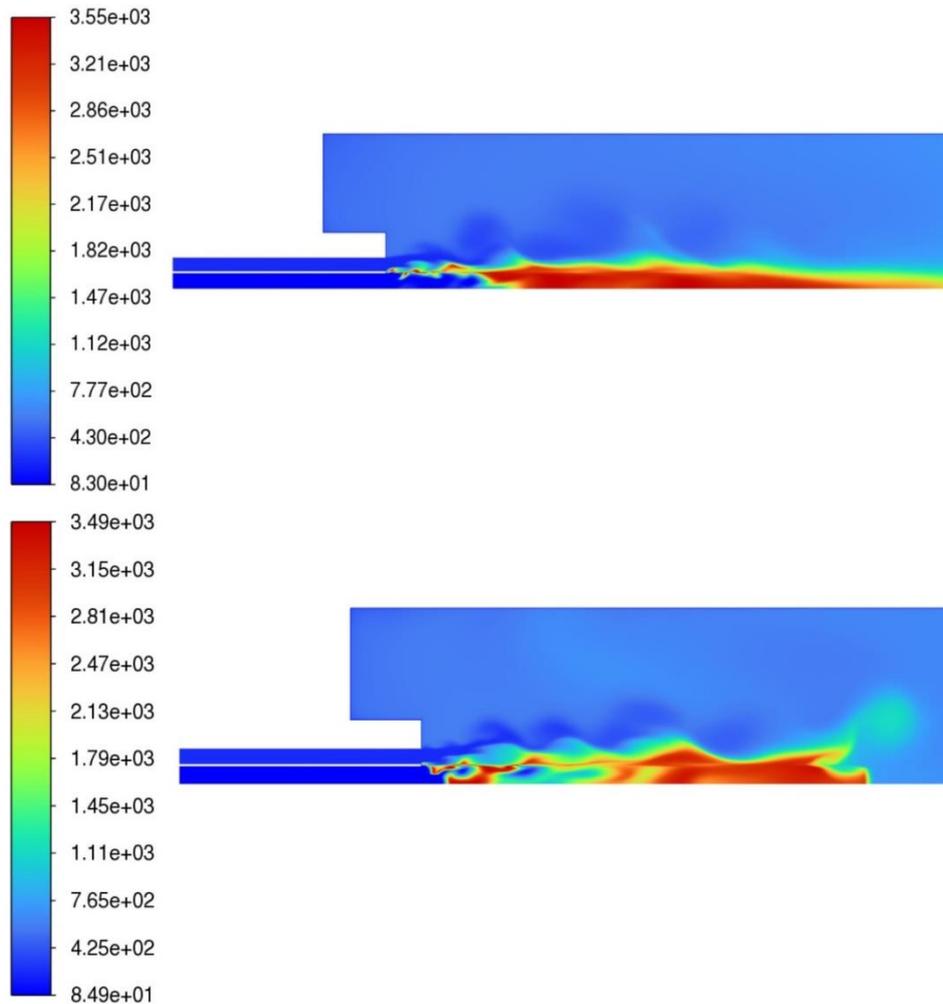


Figure III.7 : Comparaison des contours de température (K) des modèles K-epsilon avec PDF et RNG K-epsilon avec PDF

Le modèle K-epsilon comparé au modèle RNG offre une représentation plus précise de la forme et la température de la flamme H₂/O₂ avec le modèle de combustion PDF (Figure III.7). Pour cela l'approche k-ε – PDF sera utilisé pour le reste des calculs.

III.3.2 Validation de la température sur l'axe

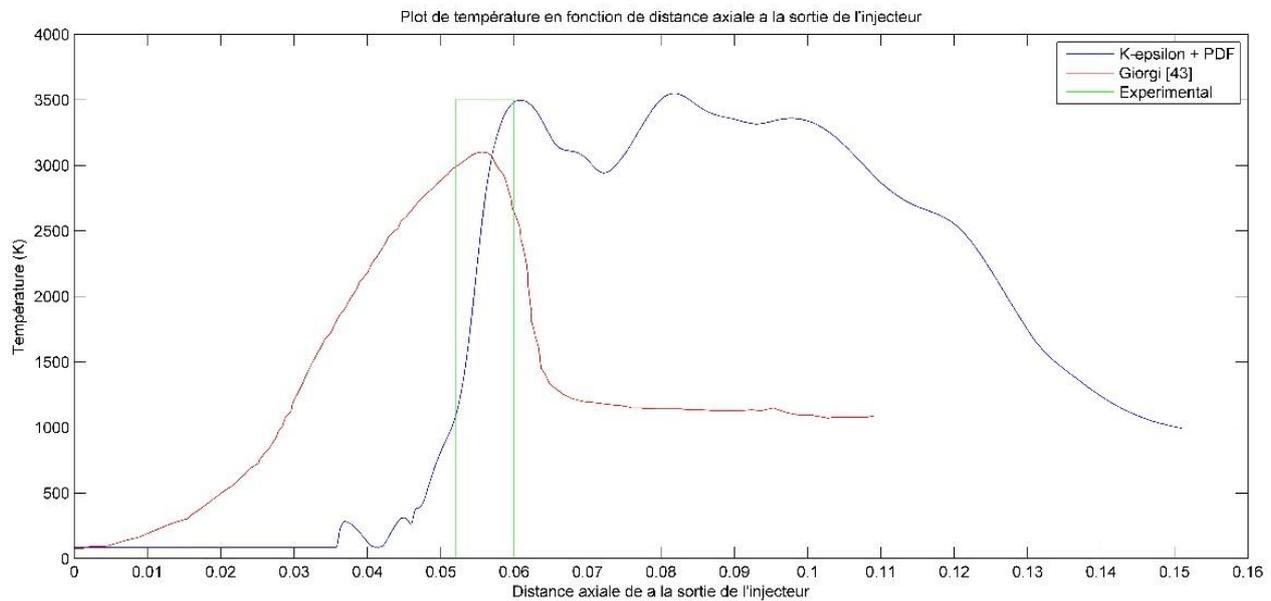


Figure III.8 : Plot de température (K) de modèle K-epsilon PDF et expérimental et CFD de Giorgi [43]

À une distance de 0,05 m, la courbe de température (Giorgi) a augmenté jusqu'à atteindre le pic de 3100 K. En revanche, la courbe de température (K-epsilon+PDF) est restée à température 85 K, jusqu'à une distance d'environ 0,035 m, puis elle a commencé à augmenter jusqu'à atteindre 3500 K au même région [0,05 – 0,06] que le CFD de Giorgi et l'expérimentale. Entre les distances de 0,05 m et 0,055 m, les deux courbes ont montré une augmentation continue. Dans l'intervalle de 0,055 m à 0,08 m, la courbe de température (Giorgi) a commencé à diminuer jusqu'à 1100 K, tandis que la courbe de température (K-epsilon) a montré une fluctuation continue jusqu'à 0,08 m. Entre les distances de 0,08 m et 0,15 m, la courbe de température (Giorgi) est restée constante à 1100 K, tandis que la courbe de température (K-epsilon) a continué à diminuer jusqu'à atteindre environ 1000 K à une distance un peu éloigné de la sortie d'injecteur. Cela signifie que la longueur de la flamme du modèle K-epsilon+PDF est plus long que la CFD de Giorgi.

III.3.3 La structure de la flamme CH₄/O₂

La combustion du méthane (CH₄) dans un mélange avec l'oxygène (O₂) produit une zone de flamme pré-mélangée, ce qui signifie que le carburant et l'oxydant sont mélangés avant l'allumage. Cela est bien visible sur la figure III.9 juste à la sortie de l'injecteur. Lorsque le mélange CH₄/O₂ est enflammé, la flamme se propage dans la zone de réaction où le carburant et l'oxygène se consomment mutuellement.

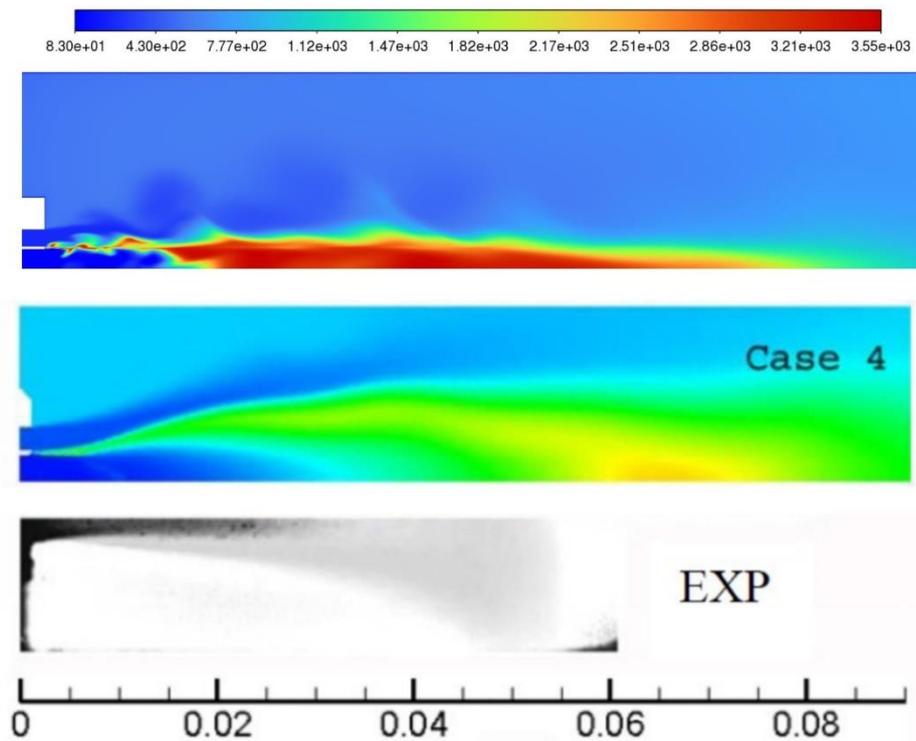


Figure III.9 : Comparaison du contour de température cas *k-epsilon* PDF avec cas expérimental et cas CFD de Giorgi [43]

On trouve la zone de préchauffage où le méthane et l'oxygène réagissent pour former des radicaux réactifs tels que CH₃ et O. A la sortie de l'injecteur, on trouve la zone de combustion primaire se situe juste après la zone de préchauffage et c'est là que la combustion principale a lieu. Les radicaux réactifs produits dans la zone de préchauffage se combinent avec le méthane et l'oxygène pour former des produits de combustion tels que le dioxyde de carbone (CO₂) et l'eau (H₂O). au environ de [0.02 – 0.04] la température arrive a une valeur la plus élevée d'environ 3550 K. La température

atteint son maximum dans cette zone, et la réaction est généralement plus rapide que la diffusion des espèces chimiques.

Dans la dernière zone de la flamme [0.06-0.1m] qu'il s'appelle zone de post-combustion on remarque les produits de combustion se refroidissent et se diluent progressivement avec les produits non réactifs de l'air environnant. Les espèces chimiques résiduelles se diffusent et se mélangent avec l'air environnant, conduisant à une diminution de la température.

Tant que le contour de l'espèce OH dans l'expérimental est moins visible. Nous ce comparons aux calculs CFD de Giorgi ou une similitude est remarquée par rapport a la longueur de la flamme, alors que l'angle d'épanouissement est moins développé dans notre cas de K-epsilon-PDF.

III.3.4 La fraction de mélange Z

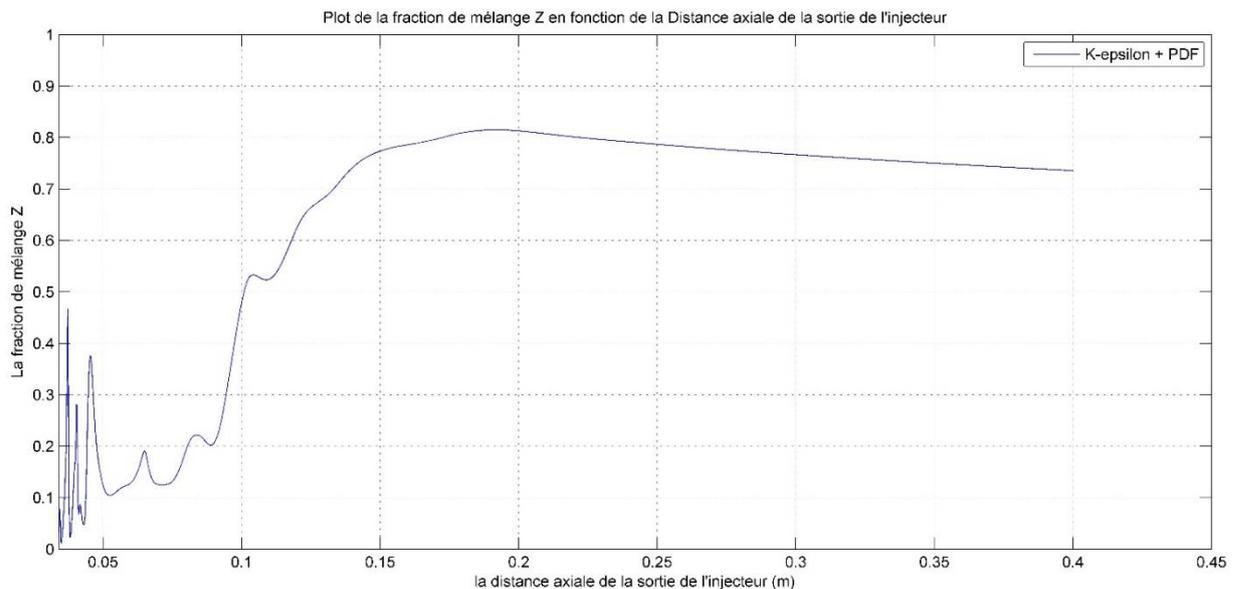


Figure III.10 : Profil de la fraction de mélange Z en fonction de la distance axiale de la sortie de l'injecteur

La figure ci-dessous représente le profil de la fraction de mélange Z en fonction de la distance axiale de la sortie de l'injecteur par rapport « K-epsilon + PDF ».

Au début de distance [0-0.05m] , la fraction de mélange a une fluctuation jusqu'à 0.4 , Lorsque le fluide est injecté par l'injecteur, une zone centrale se forme généralement, caractérisée par une concentration élevée de la fraction de mélange Z. Cela s'explique par le fait que le fluide est généralement mieux mélangé dans la région centrale de l'écoulement, où les effets de mélange sont plus forts.

Plus loin de l'injecteur, A l'intervalle entre [0.1 – 0.2m] les valeurs de la fraction est en augmentation jusqu'à 0.85 proche a l'unité qui représente 100% du combustible (CH_4), la fraction de mélange Z atteint un état quasi-stationnaire ou s'égalise à la fraction de mélange de l'environnement ambiant. Dans cette région externe, la distribution de la fraction de mélange Z peut être plus homogène.

On trouve que le profil de la fraction de mélange Z en fonction de la distance axiale de la sortie de l'injecteur comprend une zone de transition où la concentration augmente progressivement, une zone centrale avec une concentration élevée de la fraction de

mélange et une zone externe où la fraction de mélange se stabilise ou s'égalise à celle de l'environnement ambiant.

III.4 Discussion des résultats des deux couples H_2/O_2 et CH_4/O_2

La discussion des résultats comparant les résultats de H_2/O_2 (hydrogène/oxygène) et CH_4/O_2 (méthane/oxygène) nécessite l'analyse de plusieurs facteurs

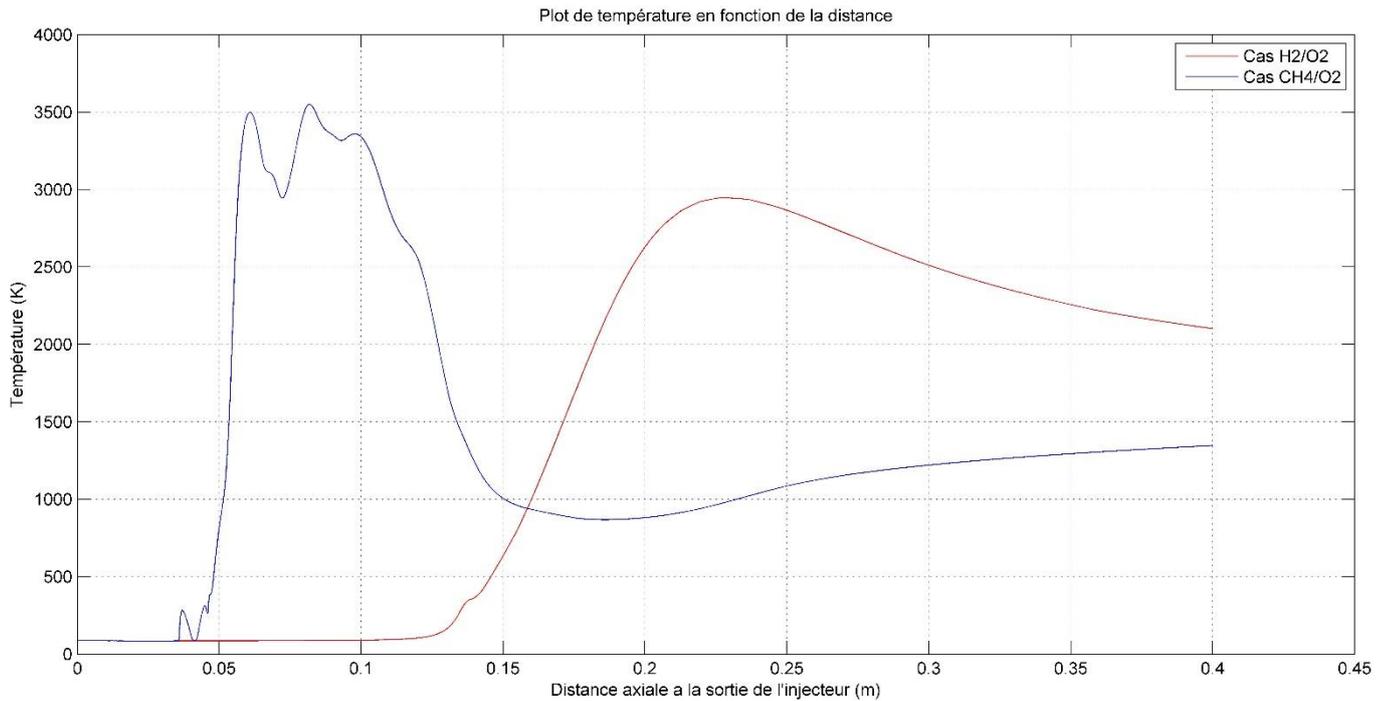


Figure III.11 : Comparaison des profils de la température sur l'axe cas H_2/O_2 et CH_4/O_2

À une distance de 0,05 m, les courbes de température sont identiques, à l'exception de CH_4 où il y a des fluctuations. La courbe de température pour H_2 est restée à 85 K jusqu'à une distance d'environ 0,125 m, puis elle a commencé à augmenter jusqu'à atteindre le pic de 2900 K. La courbe de température pour CH_4 a augmenté jusqu'à son pic de 3500 K à une distance de 0,06 m.

Dans l'intervalle de 0,225 m à 0,4 m, la courbe de température pour H_2 a commencé à diminuer jusqu'à atteindre 2100 K, tandis que la courbe de température pour CH_4 a montré des fluctuations continues jusqu'à 0,1 m. Entre les distances de 0,1 m et 0,15 m, la courbe de température pour CH_4 est restée en diminution à 900 K, tandis que dans l'intervalle de 0,15 m à 0,4 m, il y a eu une augmentation jusqu'à 1800 K.

Donc, d'après ces résultats on constate que le cœur potentiel de la flamme est plus éloigné de l'injecteur dans le cas H_2/O_2 que le cas CH_4/O_2 .

Cela est dû à plusieurs raisons, notamment :

L'hydrogène (H_2) a une masse moléculaire beaucoup plus faible que le méthane (CH_4). Cela permet d'obtenir une vitesse d'échappement plus élevée, ce qui se traduit par une flamme plus longue et une plus grande poussée spécifique.

Les calculs RANS, c'est vrai qu'ils nous ont donnés des résultats très acceptables pour le couple H_2/O_2 comparés à l'expérimentale et CFD et ils ont pu bien capturer la structure de flamme tandis que pour le couple CH_4/O_2 les calculs RANS présentent une insuffisance pour capturer mieux la structure de flamme de diffusion.

III.5 Conclusion

Les résultats peuvent montrer des similitudes très proche non seulement a la sortie et au niveau des lèvres de l'injecteur. Par exemple le K-epsilon avec PDF se base sur la résolution d'équations de transport pour les grandeurs turbulentes, tandis que le modèle Poschner utilise une approche basée sur la turbulence homogène et isotrope.

En conclusion, les résultats numériques obtenus pour le couple H₂/O₂ dans ce chapitre ont montré une concordance satisfaisante avec les calculs CFD réalisés par Poschner, ainsi qu'avec les résultats expérimentaux disponibles. Cela indique que les modèles utilisés pour simuler la réaction chimique entre le dihydrogène et le dioxygène sont adéquats et peuvent être considérés comme fiables dans cette configuration.

D'autre part, en ce qui concerne le couple CH₄/O₂, nos résultats numériques ont révélé une certaine divergence par rapport aux calculs CFD et aux résultats expérimentaux. Cependant, il convient de noter que le pic de température obtenu se rapproche bien aux valeurs de validation. Cela suggère que les modèles utilisés pour cette réaction nécessitent des améliorations ou des approches plus avancées pour mieux reproduire les résultats CFD et expérimentaux.

Conclusion générale

Les moteurs utilisant le mélange CH_4/O_2 (méthane/oxygène) peuvent présenter certains avantages, tels qu'un stockage plus facile, une disponibilité plus grande et des coûts de carburant plus bas. De plus, les moteurs à méthane peuvent être utilisés dans des situations où les avantages spécifiques de l'hydrogène ne sont ni nécessaires ni justifiables.

En revanche, le mélange H_2/O_2 (hydrogène/oxygène) présente généralement des avantages en termes d'efficacité énergétique, de propreté environnementale et de rapport poids/puissance par rapport au mélange CH_4/O_2 . L'hydrogène est un combustible très efficace et propre, produisant une combustion complète sans émissions de CO_2 significatives. De plus, l'hydrogène a une densité énergétique plus élevée que le méthane, ce qui signifie qu'il peut fournir une plus grande quantité d'énergie pour un poids donné.

Il est important de noter que le choix du mélange dépend des exigences spécifiques de chaque application. Les moteurs utilisant le mélange CH_4/O_2 peuvent offrir des avantages en termes de stockage plus facile, de disponibilité et de coûts moins élevés du carburant. De plus, les moteurs à méthane peuvent être utilisés dans des situations où les avantages spécifiques de l'hydrogène ne sont pas nécessaires ou justifiables.

En conclusion, le mélange H_2/O_2 présente généralement des avantages en termes d'efficacité énergétique, de propreté environnementale et de poids spécifique par rapport au mélange CH_4/O_2 . Cependant, des considérations telles que la disponibilité, la sécurité et les coûts peuvent également influencer le choix du mélange de carburant dans différentes applications.

En somme, cette étude met en évidence l'importance de développer des modèles précis et sophistiqués pour représenter les réactions chimiques complexes, en particulier celles impliquant des combustibles tels que le méthane. Les résultats obtenus pour le couple H_2/O_2 démontrent la fiabilité des modèles utilisés, tandis que les résultats pour le couple CH_4/O_2 soulignent la nécessité des autres approches plus avancées pour une représentation plus précise

Il est recommandé de poursuivre la recherche dans ce domaine en utilisant des modèles plus avancés, en prenant en compte d'autres paramètres et en effectuant davantage d'expériences pour valider les résultats numériques. Cette approche permettra d'améliorer notre compréhension des réactions chimiques complexes et de mieux prédire les performances dans diverses applications industrielles et énergétique

Liste des références

- [1] **Alessandra Iannetti, 2016** *Méthodes de diagnostic pour les moteurs de fusée à ergols liquides*, à l'ONERA Palaiseau.
- [2] **Massimiliano De Benedictis, 2007**, *Instabilités couplées à haute fréquence dans les moteurs fusés à ergols liquides : étude du couplage chambre de combustion / système d'alimentation*.
- [3] **François Cheuret, 2005**. *Instabilités thermo-acoustiques de combustion haute-fréquence dans les moteurs fusées*. Energie électrique. Université de Provence - Aix-Marseille I, 2005.
- [4] **Bauer, Pascal; Bruckner, 2022**, *Propulsion : La propulsion par fusée : Technologie des fusées*. Du moteur à l'architecture / Paris : Édition Marketing Ellipses, - 216 p. - ISBN: 9782340070493 - Disponible sur : <http://digital.casalini.it/9782340070493>
- [5] **L. Vingert, M. Habiballah, J.C. Traineau, Mascotte**, "A research test facility for high pressure combustion of cryogenic propellants". In AAAF/CEAS, European Aerospace Conference, Paris, France, Nov. 29-Dec. 1, 1999, ONERA, TP, numéro 2000-15, 2000.
- [6] **Haidn, Oskar, (2002)**. *2ND International Workshop on Rocket Combustion Modeling: Atomization, Combustion and Heat Transfer held in Lampoldshausen, Germany on 25-27 Mar 2001*. 282.
- [7] **Emmanuel Bodèle, 2008**, *Modélisation et simulation de l'atomisation secondaire et de la vaporisation turbulente. Application à la combustion cryotechnique*, université d'Orléans. Disponible sur : <http://www.theses.fr/2004ORLE2013/document>
- [8] **S. Candel, M. Juniper, G. Singlaem, P. Scouflaire, 2004**, *Structure and dynamics of cryogenic flames at supercritical pressure*, Ecole Centrale Paris, France.
- [9] **Michael A. Liberman, Combustion Physics Flames, Detonations, Explosions Astrophysical Combustion and Inertial Confinement Fusion**, Royal Institute of Technology Stockholm University
- [10] **Susheel Kalia, Shao-Yun Fu, 2013**, *Cryogenic Processing: State of the Art, Advantages and Applications*.
- [11] **Lars Davidson, 2022**, *An Introduction to Turbulence Models*, Chalmers University of Technology Göteborg, Sweden.

- [12] **Soave, Giorgio.** *Equilibrium Constants from a Modified Redlich-Kwong Equation of State*, *Chemical Engineering Science*.
- [13] **Sarotte C, Marzat J, Lahanier HP, Galeotta M, Ordonneau G** , 2018 Sep 24 , *Fault detection and isolation with fluid mechanics constraints for cryogenic combustion bench cooling circuit*. In Annual Conference of the PHM Society (Vol. 10, No. 1).
- [14] <https://demaco-cryogenics.com/fr/cryo-library/applications-cryogeniques-definitions-exemples-et-plus/>
- [15] **Depoutre, A. & Zurbach, S. & Saucereau, D. & Dumont, J. & Bodele, E. & Gokalp, Iskender.** (2001). *Rocket Combustion Modelling Test Case RCM-3. Numerical Calculation of MASCOTTE 60 bar Case*.
- [16] **Peng, Ding-Yu, and Donald B. Robinson.** *A New Two-Constant Equation of State*.
- [17] *Industrial Engineering Chemistry Fundamentals*
- [18] **Riedmann, H. & Banuti, Daniel & Ivancic, B. & Knab, O. & Hannemann, Klaus.** 2019, *Modeling of H₂/O₂ single-element rocket thrust chamber combustion at sub- and supercritical pressures with different computational fluid dynamics tools*.
- [19] **C.BENSALEM ; D. KARMED ; A. BENAROUS,** Aug 2017, *Vers la caractérisation du mélange en sortie d'un injecteur coaxial cryotechnique : influence de la loi de comportement*, Lille, France.
- [20] **HABIBALLAH* M, Orain M, Grisch F, Vingert L, Gicquel P.** 2006 Jan 1; *Experimental studies of high-pressure cryogenic flames on the mascotte facility. Combustion Science and Technology.* 178(1-3):101-28.
- [21] **Bodèle, E.,** 2004. *Modélisation et simulation de l'atomisation secondaire et de la vaporisation turbulente. Application à la combustion cryotechnique*, Doctoral dissertation, Université d'Orléans.
- [22] **Peng, D.Y. and Robinson, D.B.,** 1976. *A new two-constant equation of state. Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals*, 15(1), pp.59-64.
- [23] **Soave, G.,** 1972. *Equilibrium constants from a modified Redlich-Kwong equation of state. Chemical engineering science*, 27(6), pp.1197-1203.
- [24] **Eric Goncalves and Robert Houdeville,** 2001 ,*"Reassessment of the wall functions approach for RANS computations"* in the Aerospace Science and Technology journal

- [25] **Jennifer Harbaugh**, Oct 2021 <https://blogs.nasa.gov/blog/tag/artemis-i/>
- [26] **Morandin, Mattia & Ru, Davide & Bolognani, Silverio & Castiello, Mose.** 2015 *A test bench for hybrid propulsion train research and development.*
- [27] Test case RCM-3 Mascotte single injector - 60 Bar
- [28] **Magnussen, B.F.** *The Eddy Dissipation Concept—A Bridge Between Science and Technology*
- [29] **Magnussen, B.F.** *On the structure of turbulence and a generalized eddy dissipation concept for chemical reaction in turbulent flow*
- [30] **N. Ierardo, A. Congiunti, C. Bruno,** *Mixing and Combustion in Supercritical O₂/CH₄ Liquid Rocket Injectors*, in 42nd AIAA, Aerospace Science Meeting and Exhibit, Nevada, USA, 2004.
- [31] **M. Poschner, M. Pfitzner,** *Real gas CFD simulation of supercritical H₂-LOX combustion in the Mascotte single-injector combustor using a commercial CFD code*, in 46th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Nevada, USA, 2008.
- [32] **Ge, Haiwen.** (2006). *Probability Density Function Modeling of Turbulent Non-reactive and Reactive Spray Flows.*
- [33] **R. Borghi, M. Champion,** 2000, *Modélisation et théorie des flammes*, Editions Technip, Paris, France.
- [34] **Zeghib, A. and Talbi, K.,** 2007. *Comparaison des différents modèles de turbulence d'un écoulement aérodynamique dans un cyclone* , Doctoral dissertation, Université Frères Mentouri-Constantine 1
- [35] <https://www.space.com/3774-methane-rocket-engine-successfully-tested.html>
- [36] **Tizon, Juan & Sierra Heras, Pablo & Sánchez de León, Luis & Navarro, Emilio & Vilá, Javier & Moral, José.** (2021). *Developing a New Tool to Implement Computer-Supported Active Learning Strategies in the Engineering Classroom.*
- [37] <https://revue-progressistes.org/2019/07/23/de-la-recherche-a-linnovation-les-moteurs-fusees-umut-guven/>
- [38] **Pachpute, S.N.,** *CFD Modeling of Flow Through Valves.*
- [39] <https://analyticsindiamag.com/turbulence-modelling-based-on-an-approach-of-artificial-neural-network/>
- [40] **Björn Birnir** , June 2015 ,*The Probability Density Function of Turbulence* , University of Iceland, Reykjavik

- [41] POSCHNER, Maria et PFITZNER, Michael. *Real gas CFD simulation of supercritical H₂-LOX in the MASCOTTE single injector combustor using a commercial CFD code*. In: 46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit. 2008. p. 952.
- [42] POHL, S., JARCZYK, M., PFITZNER, M., et al. *Real gas CFD simulations of hydrogen/oxygen supercritical combustion*. *Progress in propulsion physics*, 2013, vol. 4, p. 583-614.
- [43] DE GIORGI, Maria Grazia, SCIOLTI, Aldebara, et FICARELLA, Antonio. *Application and comparison of different combustion models of high pressure LOX/CH₄ jet flames*. *Energies*, 2014, vol. 7, no 1, p. 477-497.
- [44] DE GIORGI, Maria Grazia, SCIOLTI, Aldebara, et FICARELLA, Antonio. *Spray and combustion modeling in high pressure cryogenic jet flames*. In : *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. American Society of Mechanical Engineers, 2012. p. 1161-1176.
- [45] <https://www.futura-sciences.com/sciences/breves/espace-nasa-teste-succes-moteur-revolutionnaire-missions-lointaines-7473>
- [46] B. Mahfoud, "Combustion", *polycopie de cours, université de bouira, 2015*.
- [47] B. Mahfoud, H Saada, H Zahira *Simulation de la combustion stœchiométrique de méthane CH₄ dans une chambre à combustion, PFE 2015, université de Bouira; www.univ-bouira.dz*
- [48] B. Mahfoud, I Dabouz, L Sebai, *Étude de l'impact de CO₂ émis par un moteur à combustion interne sur le réchauffement climatique PFE 2015, université akl mohand oulhadj-bouira*
- [49] B. Mahfoud, T Benchaabane, *Etude numérique de combustion dans un moteur à allumage commande, PFE université de Bouira; www.univ-bouira.dz*
- [50] M Brahim, *Moteur à combustion interne, http://dspace.univ-bouira.dz:8080/jspui/handle/123456789/12499*
- [51] M Brahim, *Moteur à combustion interne Approfondi, http://dspace.univ-bouira.dz:8080/jspui/handle/123456789/12572*
- [52] B. Mahfoud, B chabane Tarek, *Etude numerique de combustion dans un moteur á allumage commande, PFE université de Bouira; www.univ-bouira.dz*
- [53] B Mahfoud, *Effects of an Axial Magnetic Field on Vortex Breakdown and Fluid Layer, Journal of Applied Fluid Mechanics 14 (6), 1741-1753*

[54] B Mahfoud, *Effect of Wall Electrical Conductivity on Heat Transfer Enhancement of Swirling Nanofluid-Flow*, *Journal of Nanofluids* 12, 418–4

[55] B Mahfoud, *Simulation of Magnetic Field Effect on Heat Transfer Enhancement of Swirling Nanofluid*, *International Journal of Computational Materials Science and Engineering*

[56] B Mahfoud, *Enhancement Heat Transfer of Swirling Nanofluid Using an Electrical Conducting Lid*, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*