



*Ministère de l'enseignement supérieur et de la
recherche scientifique*



Université SAAD DAHLEB BLIDA 1

Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales

Mémoire pour l'obtention du diplôme de Master en Aéronautique

Option : Propulsion spatiale

Thème :

Conception et réalisation d'un banc d'essai :
moteur fusée à propergol solide échelle réduite

Encadré par :

Dr BENTRAD Hocine (IAES)
Dr HAMAIDIA Walid (ESTA)
Dr AMRI Redha (IAES)

Réalisé par :

BOUSSADIA Sohaib
HARCHOUNI Anis

ANNEE UNIVERSITAIRE :

2021-2022

Remerciements

Nous remercions « **ALLAH** » le tout puissant de nous avoir donné la santé et la volonté d'entamer et de terminer ce mémoire.

Aux membres de notre jury
Pour le grand honneur qu'ils nous font en acceptant de juger ce travail.

La réalisation de ce mémoire a été possible grâce au concours de plusieurs personnes à qui on voudrait témoigner toute notre gratitude.

On veut tout d'abord adresser notre reconnaissance Monsieur « **BENTRAD Hocine** » pour son encadrement, sa patience et surtout ses judicieux conseils, qui ont contribué à alimenter notre réflexion.

On désire aussi remercier les enseignants de l'institut d'aéronautique et des études spatiales, Messieurs « **AMRJ Redha** », « **SETTOUF Mohamed** » et « **ABADA Omar** » pour leurs idées précieuses et leur contribution à l'amélioration qualitative de ce mémoire.

Nous voudrions aussi exprimer notre reconnaissance envers Monsieur « **HMAJDJA Walid** » Enseignant à l'école supérieure des techniques aéronautiques pour son encadrement concernant la partie pratique de notre mémoire ainsi d'avoir éclairci toutes les idées en ce propos.

Nos remerciements vont aussi aux chercheurs et aux experts de fabrication industriels de l'établissement de rénovation des matériels aéronautique « **ERMA** » à Dar-El-Beida/Alger.

Sans oublier nos amis et collègues qui nous ont apporté leur soutien moral et intellectuel tout au long de notre démarche.

Résumé

Notre travail consiste en l'étude et l'usinage d'un moteur fusée à propergol (combustible) solide échelle réduite , Pour cela nous avons conçu un banc d'essai adéquat à ce type de moteurs, Ainsi déterminer les performances de ce dernier en mesurant la force de poussée générée en temps réel lors du démarrage.

Suivi d'une partie pratique concernant l'adaptation de la tuyère du moteur, Qui a été étudié à l'aide d'un dispositif d'écoulement continu sur une tuyère similaire.

Mots clés :

Propulsion, Combustion, Propergol, CAO, Moteur fusée, Tuyère, dynamique des gaz, Construction mécanique.

Abstract

Our work consists on making the study and the machining of a solid propellant (fuel) rocket engine at a reduced scale, For that we conceived a test bench adequate to this type of engines, Therefore to determine its performances by measuring the generated thrust in real time during the start up.

Followed by a practical part concerning the adaptation of the engine nozzle, which was studied using a continuous flow apparatus on a similar nozzle.

Key words:

Propulsion, Combustion, Propergol, Rocket engine, Nozzle, Gas-dynamics, Mechanical engineering, CAD.

ملخص

يشمل هذا العمل كل من دراسة و تصنيع و تشغيل محرك صاروخي صغير الحجم يعمل بالوقود الصلب ، ولهذا الغرض قمنا بتصميم منصة اختبار مناسبة لهذا النوع من المحركات ، وبالتالي تحديد أداء المحرك عن طريق قياس قوة الدفع المتولدة في الوقت الفعلي أثناء بدء التشغيل.

يليه جزء عملي يتعلق بتكليف فوهة المحرك، وال تي تمت دراسته باستخدام جهاز تدفق مستمر على فوهة مماثلة.

الكلمات المفتاحية :

دفع ، إحتراق ، وقود ، محرك صاروخي ، فوهة ، ديناميك الغازات ، هندسة ميكانيكية ، تصميم بمساعدة الحاسوب.

Sommaire

REMERCIEMENTS.....	2
RÉSUMÉ	3
LISTE DES TABLEAUX ET FIGURES	7
NOMENCLATURE	10
INTRODUCTION	12
CHAPITRE 01 : GÉNÉRALITÉS	13
1.1 HISTORIQUE.....	13
1.2 DEFINITION DE LA PROPULSION	14
1.3 CLASSIFICATION DES MOTEURS FUSEES	14
1.3.1 <i>Moteurs fusées chimiques</i>	14
1.3.2 <i>Moteur fusée nucléaire</i>	18
1.3.3 <i>Moteur fusée électrique</i>	19
1.4 COMPOSANTS PRINCIPAUX D'UN MOTEUR DE FUSEE A PROPERGOL SOLIDE.....	20
1.4.1 <i>Boîtier du moteur</i>	20
1.4.2 <i>Grain du propulseur</i>	20
1.4.3 <i>Isolateur thermique</i>	20
1.4.4 <i>La tuyère</i>	21
1.4.5 <i>Le système d'allumage</i>	22
CHAPITRE 02 : FORMULATION MATHÉMATIQUE	23
2.1 ANALYSE THERMODYNAMIQUE DU PROPERGOL	23
2.2 CONFIGURATION DU GRAIN DU PROPULSEUR	25
2.3 ÉCOULEMENT DANS LA TUYERE.....	28
2.3.1 <i>Ecoulement isentropique</i>	28
2.3.2 <i>Ondes de choc</i> :.....	30
2.3.3 <i>Couche limite</i>	31
2.3.4 <i>Rapport de surface</i>	31
2.4 FONCTIONNEMENT THEORIQUE D'UNE TUYERE SUPERSONIQUE.....	32
2.5 FONCTIONNEMENT REEL D'UNE TUYERE SUPERSONIQUE	35
2.6 PERFORMANCES DU MOTEUR.....	39
2.6.1 <i>La poussée</i>	39
2.6.2 <i>Impulsion totale</i>	41
2.6.3 <i>Vitesse caractéristique</i>	43
2.6.4 <i>Impulsion spécifique</i>	44

CHAPITRE 03 : CONCEPTION ET RÉALISATION DU SYSTÈME	45
3.1 INTRODUCTION.....	45
3.2 PRESENTATION DU LOGICIEL SOLIDWORKS	46
3.3 CONCEPTION ET REALISATION DU SYSTEME EXPERIMENTAL.....	46
3.3.1 <i>Conception de la balance aérodynamique</i>	46
3.3.2 <i>Système de mesure</i>	52
3.3.3 <i>Conception et réalisation du moteur fusée</i>	54
CHAPITRE 04 : EXPÉRIENCES ET RÉSULTATS	63
4.1 INTRODUCTION.....	63
4.2 EXPERIENCE D'ÉCOULEMENT CONTINU.....	63
4.2.1 <i>Présentation de l'appareil</i>	63
4.2.2 <i>Description de l'appareil</i>	63
4.2.3 <i>Procédé de l'expérience</i>	67
4.2.4 <i>Résultats</i>	69
4.3 ESSAI DU MOTEUR.....	73
4.4 CONCLUSION.....	73
CONCLUSION GÉNÉRALE	75
PERSPECTIVES.....	76
BIBLIOGRAPHIE.....	76

Liste Des Tableaux Et Figures

FIGURE (1-2) : FUSEE A PROPERGOL SOLIDE	15
FIGURE (1-3) : FUSEE A PROPERGOL LIQUIDE	17
FIGURE (1-4) : FUSEE A PROPERGOL HYBRIDE	18
FIGURE (1-5) : SCHEMA D'UN RESISTOJET TYPIQUE	19
FIGURE (1-6) : FORME GENERALE D'UNE TUYERE	21
FIGURE (2-1) : DIFFERENTES GEOMETRIES DE GRAINS ET LEUR EFFET SUR LES PERFORMANCES	25
FIGURE (2-2) : CONFIGURATION DU GRAIN DU PROPULSEUR	26
FIGURE (2-3) : PROPAGATION D'UNE ONDE DE CHOC DROITE	30
FIGURE (2-4) : ONDE DE CHOC OBLIQUE	31
FIGURE (2-5) : VARIATION DU RAPPORT A/A^* SELON LE NOMBRE DE MACH	32
FIGURE (2-6) : SCHEMA DE LA TUYERE SUPERSONIQUE	32
FIGURE (2-7) : LES REGIMES D'ECOULEMENTS DANS UNE TUYERE SUPERSONIQUE. EVOLUTION DE LA PRESSION LE LONG DE LA TUYERE	33
FIGURE (2-8) : REGIME DE SUR-DETENTE EN UNIDIMENSIONNEL	34
FIGURE (2-9) : FONCTIONNEMENT D'UNE TUYERE SUPERSONIQUE EN FONCTION D'ALTITUDE	35
FIGURE (2-10) : TOPOLOGIE DE L'ECOULEMENT A L'ADAPTATION	36
FIGURE (2-11.A) : ECOULEMENT EN REGIME DE SOUS-DETENTE	36
FIGURE (2-11.B) ÉCLATEMENT DES JETS DES BOOSTERS DE LA NAVETTE SPATIALE A HAUTE ALTITUDE	37
FIGURE (2-12.A) : TOPOLOGIE DE L'ECOULEMENT SUR-DETENDU (DECOLLEMENT NAISSANT)	37
FIGURE (2-12.B) : TUYERE EN SUR-DETENTE AVEC DECOLLEMENT NAISSANT (SHOCK DIAMONDS IN SHUTTLE'S MAIN ENGINE NOZZLES DURING STS-120 LAUNCH AND DURING TESTS	38
FIGURE (2-13.A) : TUYERE EN SUR-DETENTE AVEC DECOLLEMENT ETENDU	38
FIGURE (2-13.B) : STRUCTURE D'UN JET SUPERSONIQUE EN SUR-DETENDU (FORMATION DE DISQUE DE MACH)	39
FIGURE (2-14) : FORCES DE PRESSIONS AGISSANT SUR LA TUYERE ET LA CHAMBRE DE COMBUSTION	40

FIGURE (2-15) : INFLUENCE DU RAPPORT DE PRESSION P_e/P_0 SUR LE RAPPORT DE POUSSEE F/F_{max}	40
FIGURE (2-16) : COURBE DE POUSSEE EN FONCTION DU TEMPS POUR UN MOTEUR TYPIQUE	41
TABLEAU (2-1) : CLASSES DES MOTEURS FUSEES	43
FIGURE (3-1) : FIGURE REPRESENTANT LE SYSTEME EXPERIMENTAL GLOBAL	45
FIGURE (3-2) : INTERFACE DE CREATION DE SOLIDWORKS	46
FIGURE (3-3) : LA BALANCE AERODYNAMIQUE	47
FIGURE (3-4) : PROFILE EN ALUMINIUM 30×30MM	47
FIGURE (3-5) : ACCESSOIRES D'ASSEMBLAGE DE LA STRUCTURE DU BANC D'ESSAI	48
FIGURE (3-6) : STRUCTURE DU BANC D'ESSAI	48
FIGURE (3-7) : AXE DE GUIDAGE EN ACIER INOXYDABLE	49
FIGURE (3-8) : SUPPORTS DE L'AXE DE GUIDAGE	49
FIGURE (3-9) : DIMENSIONS DU SUPPORT DE L'AXE DE GUIDAGE	50
FIGURE (3-10) : LA GLISSIERE DU BANC D'ESSAI	50
FIGURE (3-11) : ROULEMENT DE GUIDAGE LINEAIRE	51
FIGURE (3-12) : DIMENSIONS DU ROULEMENT DE GUIDAGE LINEAIRE	51
FIGURE (3-13) : CONFIGURATION DE LA PLAQUE EN ALUMINIUM	51
FIGURE (3-14) : COLLIER D'ATTACHEMENT DU MOTEUR FUSEE	52
FIGURE (3-15) : MONTAGE DES CAPTEURS DE PESAGE	52
FIGURE (3-16) : FIGURE REPRESENTANT L'AMPLIFICATEUR HX711	53
FIGURE (3-17) : COMPOSANTS DU MOTEUR FUSEE EXPERIMENTAL	54
FIGURE (3-18) : DIMENSIONS DU BOITIER DU MOTEUR EXPERIMENTAL	55
TABLEAU (3-1) : ELEMENTS DE LA REACTION CHIMIQUE DU KNSU	55
FIGURE (3-19) : DIMENSIONS DU GRAIN	56
FIGURE (3-20) : REPRESENTATION GRAPHIQUE DE LA PRESSION D'OPERATION EN FONCTION DU kn POUR LE KNSU	57
FIGURE (3-21) : INTERFACE DU PROGRAMME PROPEP	58
FIGURE (3-22) : EVOLUTION DE LA PRESSION DANS LA CHAMBRE DE COMBUSTION	59
FIGURE (3-23) : TUYERE CONIQUE EXPERIMENTAL	59
FIGURE (3-24) : DIMENSIONS DE LA TUYERE	60
FIGURE (3-25) : EVOLUTION THEORIQUE DE LA POUSSEE EN FONCTION DU TEMPS [12]	60
FIGURE (3-26) : LE COUVERCLE DU MOTEUR EXPERIMENTAL	61

FIGURE (3-27) : DIMENSIONS DU COUVERCLE DU MOTEUR	62
FIGURE (4-1) : DISPOSITIF D'ECOULEMENT A TRAVERS UNE TUYERE	64
FIGURE (4-2) : SCHEMA DE PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DE L'AF27	65
FIGURE (4-3) : LE MATERIEL ET LE LOGICIEL VDAS	65
FIGURE (4-4) : TUYERE CONVERGENTE-DIVERGENTE FOURNIE AVEC L'AF27	66
FIGURE (4-5) : (A) MONTAGE DE LA SONDE DANS LE CAISSON DE PRESSION, (B) COMPRESSEUR D'AIR « RENNER KOMPRESSOREN » FOURNI AVEC L'AF-27	66
TABLEAU (4-1) : DETENTE ISENTROPIQUE POUR UN GAZ IDEAL (AIR)	68
FIGURE (4-6) : CAS 01 - RAPPORT DE PRESSION EN FONCTION DE LA POSITION DE LA SONDE	69
FIGURE (4-7) : CAS 02 - RAPPORT DE PRESSION EN FONCTION DE LA POSITION DE LA SONDE	70
FIGURE (4-8) : CAS 03 - RAPPORT DE PRESSION EN FONCTION DE LA POSITION DE LA SONDE	70
FIGURE (4-9) : CAS 04 – RAPPORT DE PRESSION EN FONCTION DE LA POSITION DE LA SONDE	71
FIGURE (4-10) : CAS 05 – RAPPORT DE PRESSION EN FONCTION DE LA POSITION DE LA SONDE	72
FIGURE (4-11) : EVOLUTION EXPERIMENTAL DE LA POUSSEE DU MOTEUR	73
FIGURE (4-12) : SEQUENCES DE DEMARRAGE DU MOTEUR	73

Nomenclature

<i>R</i>	Constante universelle des gaz parfaits
<i>r</i>	Constante spécifique du gaz
γ	Indice adiabatique du gaz
<i>a</i>	Vitesse du son
<i>M</i>	Nombre de Mach
<i>v</i>	Vitesse
<i>V</i>	Volume
<i>P</i>	Pression
<i>T</i>	Température
<i>n</i>	Nombre de moles
<i>g</i>	Constante gravitationnelle
<i>m</i>	Masse
<i>w</i>	Poids
<i>A</i>	Surface
<i>F</i>	Force de Poussée
<i>D</i>	Diamètre extérieur
<i>d</i>	Diamètre intérieur
<i>l</i>	Longueur
<i>f</i>	Rapport massique
τ	Taux de combustion
\dot{m}	Débit massique
ρ	Masse volumique
c^*	Vitesse caractéristique du propergol

c_f **Coefficient de poussée**
 I_{sp} **Impulsion spécifique**
 I_t **Impulsion totale**
 t_b **Durée de combustion**

Introduction

La fusée expérimentale est une activité dans laquelle les fusées sont conçues et construites entièrement à partir de "zéro", Fabriqués par l'intéressé ou par des composants existant sur le marché. L'objectif de la fusée expérimentale amateur ou fusée de recherche, est de concevoir, construire et tester le moteur. Dans ce contexte, la fusée peut désigner en le moteur lui-même ou un véhicule complet composé du moteur, du fuselage (et des dispositifs de stabilisation tels que les ailerons), du nez et de la charge utile. L'un des plus grands défis consiste à développer et à construire un tel moteur, un moteur dont la production et l'exploitation sont sûres, qui est fiable et dont les performances sont prévisibles et constantes. Le résultat de tout cela, le plus souvent, est que l'on apprend à comprendre véritablement ce que l'on appelle familièrement la "Rocket Science".

Dans les moteurs de fusées à propergol solide le propergol est contenu et stocké directement, donc c'est un type moteur quasi simple à réaliser. Lorsqu'on parle de propergol solide, on parle donc sur la configuration du grain et la prédiction des paramètres dans la chambre de combustion, Ensuite on parlera de la configuration de la tuyère et l'analyse de l'écoulement à l'intérieur pour prévoir les performances idéals du moteur, En tenant compte de la pression ambiante une partie pratique en écoulement continu a été utile pour trouver la pression d'adaptation de la tuyère.

Généralités

1.1 Historique

Au début du 20e siècle, un Américain, Robert H. Goddard (1882-1945), a mené des expériences pratiques en matière de fusée. Il s'était intéressé à un moyen d'atteindre des altitudes plus élevées que celles des montgolfières. Il a publié en 1919 un pamphlet intitulé "Une méthode pour atteindre des altitudes extrêmes". Il s'agissait d'une analyse mathématique de ce que l'on appelle aujourd'hui la fusée-sonde météorologique.

Les premières expériences de Goddard portent sur les fusées à propergol solide. En 1915, il commence à essayer différents types de combustibles solides et à mesurer les vitesses d'échappement des gaz en combustion. Tout en travaillant sur les fusées à propergol solide, Goddard acquiert la conviction qu'une fusée pourrait être mieux propulsée par un combustible liquide.



Figure (1-1) : La fusée de Goddard

Chapitre 01 : Généralités

1.2 Définition de la propulsion

La propulsion, est l'action de changer le mouvement d'un corps par rapport à un référentiel. Les systèmes de propulsion fournissent des forces qui déplacent un corps initialement au repos, modifiant sa vitesse ou surmontant les forces résistives lorsqu'il est propulsé à travers un milieu visqueux.

La propulsion fusée est une classe de propulsion à réaction directe qui produit une poussée en éjectant de la matière, appelée fluide de travail ou propergol, entièrement stockée dans le véhicule volant.

La source d'énergie la plus utilisée dans la propulsion des fusées est la combustion chimique. L'énergie peut également être fournie par le rayonnement solaire ou par un réacteur nucléaire. [2]

Les moteurs fusées à propergol solide comme leur nom l'indique utilisent du combustible solide comme source d'énergie pour fournir la poussée.

1.3 Classification des moteurs fusées

Les systèmes de propulsion fusée peuvent être classés en fonction du type de source d'énergie. L'expansion thermodynamique d'un gaz dans une tuyère supersonique est utilisée dans la plupart des concepts de propulsion des fusées.

L'énergie interne du propergol est convertie en énergie cinétique d'échappement, et la poussée est également produite par la pression sur les surfaces exposées aux gaz d'échappement, comme nous le verrons plus loin.

Cette même théorie thermodynamique et le même équipement générique (c'est-à-dire une chambre et une tuyère) sont utilisés pour la propulsion de fusée, la propulsion nucléaire, la propulsion laser-thermique et solaire-thermique, et dans certains types d'avions et dans certains types de propulsion électrique. [3]

1.3.1 Moteurs fusées chimiques

Dans le cas des moteurs-fusées chimiques, l'énergie chimique libérée lors de la combustion du combustible et du comburant est utilisée pour augmenter la température et la pression du gaz qui est détendue dans une tuyère convergent-divergent pour produire une poussée.

En général, les gaz chauds à haute pression sont accélérés à des vitesses supersoniques élevées de l'ordre de 1500 à 4000 m/s pour produire une poussée. Il convient de noter que le

Chapitre 01 : Généralités

carburant et l'oxydant sont transportés avec le moteur, contrairement aux moteurs à air comprimé. En se basant sur l'état physique de l'agent propulsif (carburant et comburant), comme nous l'avons vu précédemment. [3]

1.3.1.1 Moteurs fusées à propergol solide

Fondamentalement, il est constitué des principaux composants qui sont un propergol solide, une chambre de combustion, un allumeur et une tuyère. Notez que le propergol se compose principalement de combustible et d'oxydants et de divers additifs, Il est entièrement stocké à l'intérieur de la chambre de combustion sous la forme de blocs de forme définie appelés " blocs de combustible ". La chambre de combustion sous la forme de blocs de forme déterminée appelés grain et est soutenu par les parois ou par des grilles, des pièges ou des dispositifs de retenue spéciaux.

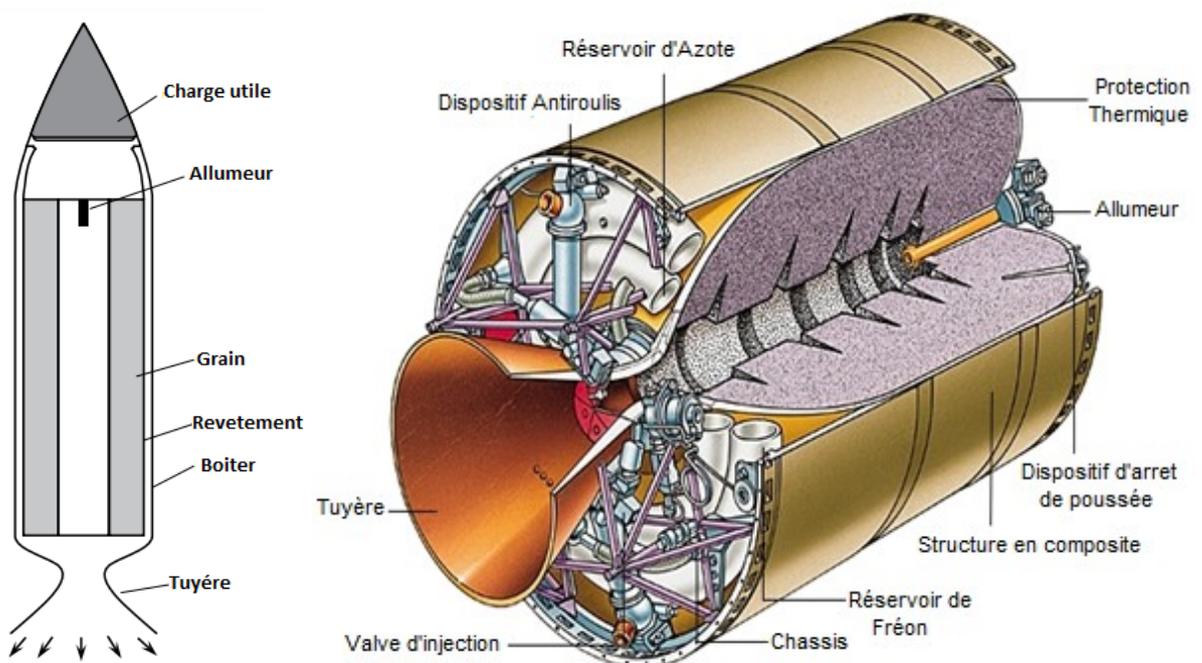


Figure (1-2) : Fusée à Propergol solide [3]

Chapitre 01 : Généralités

Notez que ce grain contribue à environ 80%- 95% de la masse totale d'un SPRE. Par conséquent, les performances de ce type de moteur et sa capacité de charge utile dépendent de la conception optimale du grain. L'allumeur initie le processus de combustion à la surface du propergol lorsqu'il est actionné à l'aide d'une source électrique.

En conséquence, les grains de propergol commencent à brûler et à remplir la chambre de combustion vide, ce qui augmente la pression de la chambre. Ensuite, les gaz à haute température et à haute pression sont détendus dans la tuyère supersonique pour produire la poussée requise.

En général, ces tuyères sont constituées de matériaux à haute température, à savoir des métaux avec un revêtement en graphite, et sont des matériaux ablatifs qui peuvent supporter une charge thermique élevée avec une corrosion minimale. Un moteur-fusée à propergol solide est considéré comme un engin ne respirant pas d'air et ne comportant aucune pièce mobile. Mais ces derniers temps, la tuyère à cardan est utilisée pour contrôler la direction de la poussée.

Comme nous l'avons vu précédemment, la principale caractéristique d'un moteur-fusée à propergol solide est sa simplicité. En raison de sa simplicité, Il est particulièrement bien adapté pour développer une très forte poussée dans un court laps de temps, notamment dans la phase d'accélération. Grâce aux progrès récents de la chimie des propergols, il peut être utilisé pour des temps de combustion assez longs. [3]

1.3.1.2 Moteur fusée à propergol liquide

Ce type de moteurs est considéré comme plus puissant qu'un moteur de fusée à propergol solide. Elle est donc privilégiée pour les grands engins spatiaux et les missiles balistiques. Cependant, la conception d'un moteur-fusée à propergol liquide est assez complexe et nécessite des tuyères spécialisées.

Par rapport aux autres types de moteur-fusée chimiques, les moteurs fusées à propergol liquide sont compacts, légers, économiques et très fiables. Ils ont donc un plus large éventail d'applications civiles et militaires. Le moteur fusée à propergol liquide se compose essentiellement d'éléments majeurs, à savoir un système d'alimentation en propergol, une chambre de combustion, un système d'allumage et une tuyère.

Il convient de noter que le combustible et le comburant sont stockés séparément dans des réservoirs spéciaux à haute pression. Bien sûr, le système d'alimentation en propergol et la masse de propergol contribuent de manière significative à la masse du moteur, mais ils sont nettement inférieurs à la masse totale d'un Moteur fusée à propergol solide.

Chapitre 01 : Généralités

En fait, parfois, la masse de la tuyère pour les applications dans l'espace lointain est comparable à la masse du propergol et de son système d'alimentation dans le cas d'un moteur-fusée à propergol liquide. Les propergols liquides pressurisés sont transformés en gouttelettes à l'aide d'atomiseurs.[3]

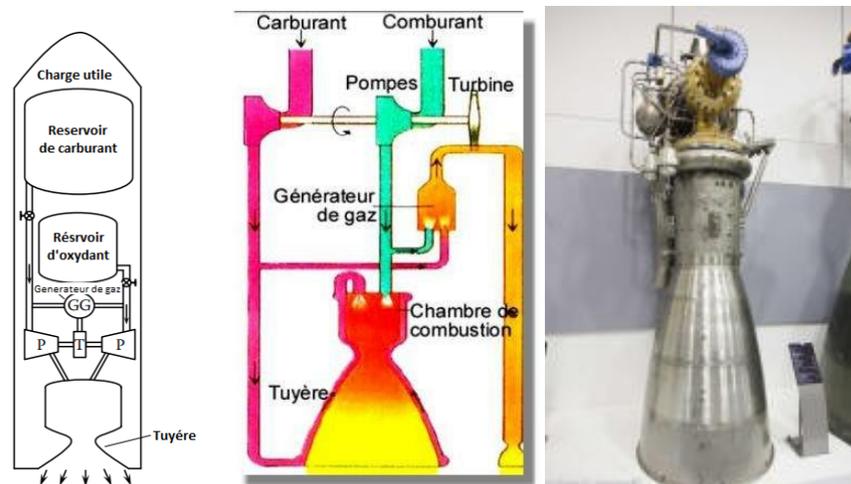


Figure (1-3) : Fusée à propergol liquide [3]

Bien entendu, un allumeur est utilisé pour initier le processus de combustion à la surface du propergol. En conséquence, le propergol commence à brûler et à remplir la chambre de poussée vide, ce qui a pour effet d'augmenter le nombre d'heures de vol. Et remplit la chambre de poussée vide, créant ainsi une pression dans la chambre similaire à celle des autres moteurs-fusées chimiques.

Par la suite, ces gaz à haute température et à haute pression sont détendus dans une tuyère pour produire la poussée nécessaire. Comme mentionné précédemment, ces tuyères en matériaux à haute température, à savoir des métaux avec un revêtement en graphite et des matériaux ablatifs qui peuvent supporter une charge thermique élevée avec une corrosion minimale.

Il convient de noter que les lignes d'alimentation en propergol comportent plusieurs vannes de précision qui permettent de démarrer et d'arrêter à volonté le fonctionnement de ce type de moteur-fusée. [3]

1.3.1.3 Moteur fusée à propergol hybride

Ce moteur peut utiliser à la fois des propergols solides et liquides. Toutes les permutations et combinaisons de propergols peuvent être utilisées pour ce type de moteur. Mais la combinaison d'ergols la plus utilisée est un oxydant liquide avec un ergol solide.

Chapitre 01 : Généralités

Considérons un moteur fusée à propergols hybride simple, il est constitué de composants majeurs, à savoir un système d'alimentation en propergol, une chambre de combustion, un grain de combustible solide, un système d'allumage et une tuyère.[3]

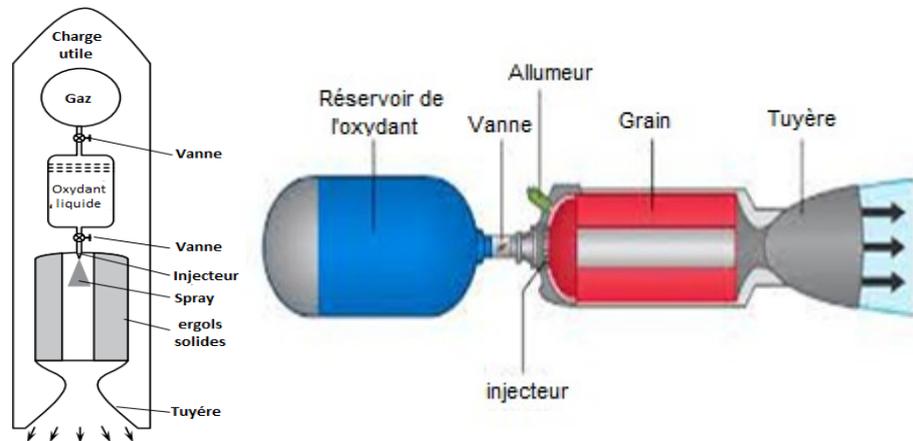


Figure (1-4) : Fusée à propergol hybride [3]

Il est à noter que, dans le présent exemple, seul le propergol oxydant est stocké dans un réservoir spécial sous haute pression. Les propergols sous pression sont transformés en un spray composé de réseaux de gouttelettes à l'aide d'atomiseurs. Une partie du propergol s'évapore en raison de la recirculation des gaz chauds, et entre en contact avec le combustible gazeux, qui émane des grains de combustible solide par pyrolyse.

Les produits de combustion commencent à brûler et remplissent la chambre de poussée vide, créant ainsi une pression à l'intérieur de la chambre qui est similaire à celle des autres moteurs-fusées chimiques. De la même manière, la poussée est produite par l'expansion de ces gaz à haute température et à haute pression dans une tuyère supersonique. Il est à noter que la ligne d'alimentation en propergol liquide comporte quelques vannes permettant de contrôler le fonctionnement de ces moteurs-fusées.

Ces moteurs-fusées peuvent être contrôlés à volonté. On peut les utiliser pour des applications dans les missions qui nécessitent un étranglement, un redémarrage et une longue portée [3]

1.3.2 Moteur fusée nucléaire

Il s'agit essentiellement d'un type de moteur-fusée à propergol liquide dont l'énergie est fournie par un seul réacteur nucléaire et non par une combustion chimique. Au cours des années 1960, un moteur-fusée expérimental équipé d'un réacteur graphite à fission nucléaire a été construit et testé au sol avec de l'hydrogène liquide comme propergol. Il a délivré une impulsion spécifique à altitude équivalente de 848 sec, une poussée de plus de 40000 lbf à un niveau de

Chapitre 01 : Généralités

puissance de réacteur nucléaire de 4100 MW (ces paramètres seront expliquées dans le chapitre 2).avec une température de l'hydrogène de 2500 K. Aucun autre essai au sol de moteurs-fusées à fission nucléaire n'a été entrepris. L'opinion publique s'inquiète de tout accident au sol et/ou en vol entraînant la dissémination par inadvertance de matières radioactives dans la Terre. Ce qui a provoqué l'arrêt des travaux sur les moteurs de fusées nucléaires.

Il est peu probable que des moteurs-fusées nucléaires soient développés dans les prochaines décennies. [2]

1.3.3 Moteur fusée électrique

La propulsion électrique est une technologie visant à obtenir une poussée avec des vitesses d'échappement élevées avec une consommation d'ergols modérée.

Ce qui permet de réduire la quantité d'ergols nécessaire pour une mission ou une application spatiale donnée par rapport aux autres méthodes de propulsion conventionnelles. La réduction de la masse de propergol peut diminuer de manière significative la masse de lancement d'un engin spatial ou d'un satellite, ce qui permet de réduire les coûts grâce à l'utilisation de lanceurs plus petits pour acheminer une masse donnée vers une destination donnée (orbite ou cible vers l'espace lointain).

Les propulseurs électriques sont généralement décrits en termes de méthode d'accélération utilisée pour produire la poussée. Ces méthodes peuvent être facilement séparées en trois catégories : électrothermique, électrostatique et électromagnétique. [5]

Voir le resistojet typique (propulseur électrothermique) dans la figure ci-dessous :

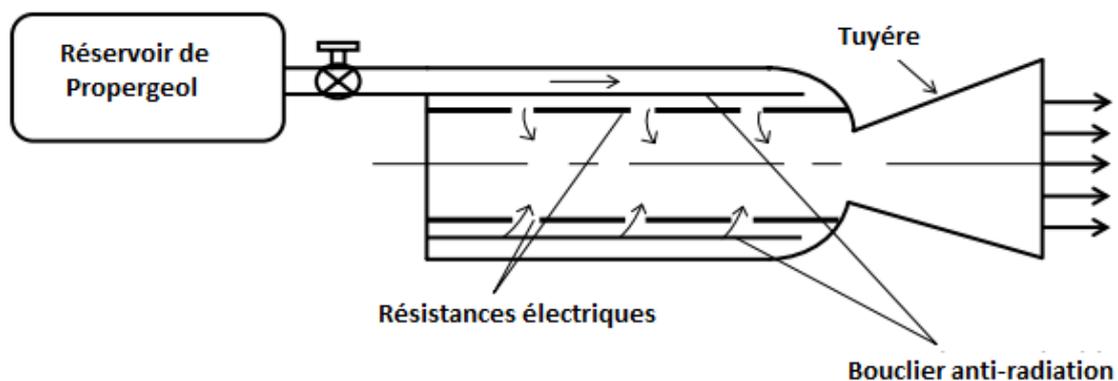


Figure (1-5) : Schéma d'un resistojet typique [3]

1.4 Composants principaux d'un moteur de fusée à propergol solide

Le moteur-fusée est conçu pour assurer la combustion sous pression du grain de propergol qu'il contient. Les gaz qui en résultent sont détendus par la tuyère, dont la fonction est de transformer cette pression en un échappement supersonique. En règle générale, un tel moteur de fusée comporte cinq composants principaux :

1.4.1 Boîtier du moteur

Réalisé en métal (aciers à haute résistance), ou en matériaux composites par enroulement filamentaire (verre, kevlar, carbone), le boîtier doit être capable de résister à la pression interne résultant du fonctionnement du moteur, environ 3-25 M Pa, avec un coefficient de sécurité suffisant, généralement de l'ordre de 1,4.

1.4.2 Grain du propulseur

Deux configurations principales - grain libre et grain lié à un boîtier - avec différentes géométries de port central sont utilisées pour atteindre les objectifs de performances requises.

- **Grains libres** : Les grains libres sont contenus dans une cartouche cylindrique en plastique (PVC, etc.). Ils sont fixés à l'intérieur de l'étui par divers éléments de support tels que des cales, des ressorts ou des grilles.
- **Grains liés à l'étui** : Ils sont obtenus en coulant le propergol, avant que la polymérisation n'ait eu lieu, directement dans un étui déjà pourvu d'une isolation thermique. Les étapes supplémentaires de fabrication (moulage, polymérisation, usinage, contrôle) nécessaires au grain de propergol sont réalisées sur l'étui chargé.

1.4.3 Isolateur thermique

La température de combustion des grains de propergol, comprise entre 1500 et 3500 K environ, nécessite la protection de la surface intérieure du boîtier. La conception de l'isolation interne comprend les quatre grandes étapes suivantes :

- Analyse de l'environnement de l'isolation thermique interne : nature des gaz propulseurs, aérodynamique interne, etc.
- Sélection du matériau : des essais à échelle réduite destinés à évaluer des spécimens dans des conditions simulant le tir réalisé.
- Détermination de l'épaisseur nécessaire dans les différentes zones de la caisse pour résister à la chaleur.

Chapitre 01 : Généralités

- Détermination des dimensions et de l'épaisseur nécessaires pour résister aux contraintes mécaniques sur l'enveloppe et le grain propulseur.

1.4.4 La tuyère

La forme générale d'une tuyère comporte trois parties principales :

- **La zone convergente de la tuyère** : qui canalise le flux de propergol des gaz de combustion.
- **Le col** : le choix des dimensions du col détermine le point de fonctionnement du moteur-fusée.
- **Le cône de sortie de la tuyère** : qui augmente la vitesse d'échappement des gaz dans leur phase d'expansion, améliorant ainsi le rendement du moteur.

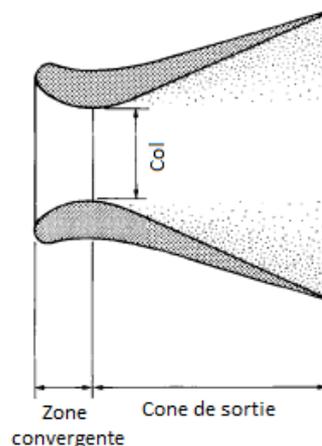


Figure (1-6) : Forme générale d'une tuyère [6]

La forme et la complexité d'une tuyère dépendent du niveau de performance attendu et du domaine d'application du moteur-fusée (espace, missiles balistiques, missiles tactiques). Sa conception nécessite la connaissance des paramètres suivants :

- La pression interne de fonctionnement du moteur, qui affecte l'intégrité structural de la tuyère et l'ablation des matériaux thermiques.
- Le temps de combustion, souvent négligeable pour les petits moteurs de fusée (quelques secondes) mais dans le cas des gros moteurs de fusée (mesuré à la minute) un facteur essentiel dans la détermination de l'épaisseur nécessaire pour résister aux grandes chaleurs.
- Le diamètre du col, qui déterminera la pression de fonctionnement.
- Type de propergol utilisé : les gaz et la température de combustion du propergol déterminent le choix des matériaux utilisés.

Chapitre 01 : Généralités

- Le rapport d'expansion (surface du cône de sortie A_e par rapport à la surface du col A^* , c'est-à-dire $\varepsilon = A_e / A^*$) doit permettre une pression dans la section de sortie égale à la pression ambiante pour permettre une efficacité maximale.
- Les matériaux composites traditionnels (carbone-époxy, verre-époxy) pour le corps de la tuyère, parfois remplacés par des métaux (acier, aluminium). [6]

1.4.5 Le système d'allumage

Le système d'allumage apporte l'énergie nécessaire à la surface du propergol pour commencer à brûler. Il y a trois étapes :

- **Initiateur** : élément pyrotechnique conçu pour transformer un signal d'allumage tel qu'un choc, une impulsion électrique ou une lumière en une combustion continue d'une substance pyrotechnique.
- **Charge d'amorçage** : charge, poudre, pastilles ou micro-fusée propulsive qui transmet la flamme entre l'amorce et le grain principal.
- **Charge principale** : charge, poudre, pastilles ou fusée à propergol qui enflamme le grain propulseur.

Les systèmes d'allumage des gros grains de propergol (missiles balistiques, espace) utilisent ce processus en trois étapes. La charge principale brûle pendant quelques dixièmes de seconde, délivrant une décharge d'environ un dixième du débit du grain de propergol.

Les systèmes d'allumage des petits grains de propergol se limitent généralement à une amorce liée à une charge primaire de poudre (dégagement instantané et très important de gaz pendant quelques millisecondes). Ou à une amorce et un incrément (quelques dizaines de millisecondes). [6]

Formulation Mathématique

2.1 Analyse Thermodynamique du Propergol

A l'intérieur du moteur se crée un phénomène appelé « combustion » qui consiste en une réaction chimique exothermique. L'élément déclencheur de la combustion est une source de chaleur extérieure qui donne une énergie d'activation. La combustion peut être représentée par une équation chimique. Le moteur de fusée fonctionne selon le principe de la transformation de l'énergie calorifique, produite des réactions chimiques en énergie cinétique, la chaleur libérée par la combustion du propulseur fournie de l'énergie calorifique.

Considérons une chambre de combustion, qui contient un mélange de gaz à plusieurs composants, m_A grammes de l'espèce A, m_B grammes de l'espèce B, et m_i grammes de la nième espèce. Alors, la masse totale m_{tot} , dans le récipient est donnée par : [3]

$$m_{tot} = m_A + m_B + \dots + m_i \quad (2.1)$$

Lorsqu'il s'agit d'un mélange de gaz produit, nous pouvons découvrir les propriétés du mélange à partir des gaz individuels en appliquant la loi de Gibbs-Dalton

$$\sum Y_i = Y_A + Y_B + \dots + Y_i = 1 \quad (2.2)$$

Où $Y_A = m_A/m_{tot}$ est la fraction massique de l'espèce A. On peut noter que la somme de toutes les fractions massiques des espèces individuelles dans un mélange est égale à 1.

De même, nous pouvons avoir une relation pour le nombre total de moles :

$$n_{tot} = n_A + n_B + \dots + n_i \quad (2.3)$$

En divisant l'équation 2.2 par le nombre total de moles n_{tot} on obtient

$$\sum X_i = X_A + X_B + \dots + X_i = 1 \quad (2.4)$$

Où $X_A = n_A/n_{tot}$ est la fraction molaire de l'espèce A. On peut noter que la somme de toutes les fractions molaires des espèces individuelles dans un mélange est égale à 1.

La fraction molaire X_i et la fraction massique Y_i peuvent être facilement reliées, comme suit :

$$Y_i = \frac{n_i M_i}{n_{tot} M_{tot}} = X_i \frac{M_i}{M_{tot}} \quad (2.5)$$

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

Où M_i est la masse moléculaire de la i ème espèce. Le poids moléculaire du mélange peut être estimé en connaissant les fractions molaires ou massiques des espèces, comme suit :

$$M_{tot} = \sum_i X_i M_i \quad (2.6)$$

$$M_{tot} = \frac{1}{\sum_i Y_i / M_i} \quad (2.7)$$

L'enthalpie spécifique h du mélange peut être obtenue par des relations données comme suit:

$$h_{tot} = \sum_i Y_i h_i \quad (2.8)$$

$$h_{i,T}^\circ(T) = h_{f,298.15}^\circ + \int_{298.15}^T C_{p,i} dT \quad (2.9)$$

Notez que l'enthalpie de toute espèce à une température donnée est composée de deux parties :

- **L'enthalpie de formation**, qui représente la somme de l'enthalpie due à l'énergie chimique associée aux liaisons chimiques.
- **L'enthalpie sensible**, car elle est associée à la température. Les autres propriétés spécifiques du mélange, telles que l'entropie s , l'énergie libre de Gibbs g , la chaleur spécifique C_p , peuvent être obtenues par une relation similaire à partir des espèces individuelles.

Nous avons besoin de connaître la température théorique/idéale de la flamme pendant le processus de combustion pour un rapport carburant-oxydant particulier, à condition qu'aucune chaleur libérée ne puisse être transférée depuis les limites du système. Considérons la chambre de combustion dans laquelle une certaine quantité de combustible et d'oxydant dans un certain rapport est mise en réaction à pression constante et processus adiabatique. La température finale atteinte par le système est alors connue sous le nom de **température de flamme adiabatique** « T_{ad} ». Notez que T_{ad} dépend de la pression initiale P_i , de la température initiale du grain T_i et de la composition des réactifs. Ce n'est que lorsque les compositions finales des produits sont connues que la première loi de la thermodynamique est suffisante pour déterminer la température de flamme adiabatique T_{ad} . Considérons la limite physique de la chambre de combustion comme le volume de contrôle. Le processus est considéré comme adiabatique car il est parfaitement isolé. Sous cette condition, la première loi de la thermodynamique s'avère être [3] :

$$H_P(T_{ad} P) = H_R(T_i P) \quad (2.10)$$

Où :

- H_P est l'enthalpie totale des produits à la température adiabatique T_{ad} et à la pression P .
- H_R est l'enthalpie totale des réactifs à la température initiale T_i et à la pression ambiante.

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

La relation de H est donnée :

$$H = \sum_i n_i \left[\bar{h}_{f,i}^\circ + \int_{T_i}^{T_{ad}} C_{P_i} dT \right] \quad (2.11)$$

Où :

- $\bar{h}_{f,i}^\circ$ Est la chaleur de formation de la nième espèce.
- n_i Est le nombre de moles de la nième espèce.
- C_{P_i} Est la chaleur spécifique de la nième espèce qui dépend de la température.

Les valeurs adéquates des chaleurs spécifiques des produits doivent être choisies arbitrairement à une certaine température adiabatique appliquées sur l'égalité 2.10 et faisant des manipulations itératives jusqu'à obtenir la température adiabatique satisfaisant l'égalité.

2.2 Configuration du grain du propulseur

Le grain est la masse façonnée de propergol solide traité à l'intérieur du moteur-fusée. Le matériau et la configuration géométrique du grain déterminent les caractéristiques de performance du moteur. Les grains de propergol sont des corps coulés, moulés ou extrudés. Leur aspect et leur toucher sont similaires à ceux du caoutchouc durci ou du plastique. Une fois allumé, le grain brûle sur toutes ses surfaces exposées en formant des gaz chauds qui sont ensuite évacués par une tuyère. La plupart des moteurs-fusées ont un seul grain. Quelques-uns ont plus d'un à l'intérieur d'une seule chambre. [2]

La configuration du grain est la forme ou la géométrie des surfaces de combustion initiales d'un grain tel qu'il est destiné à fonctionner à l'intérieur d'un moteur.

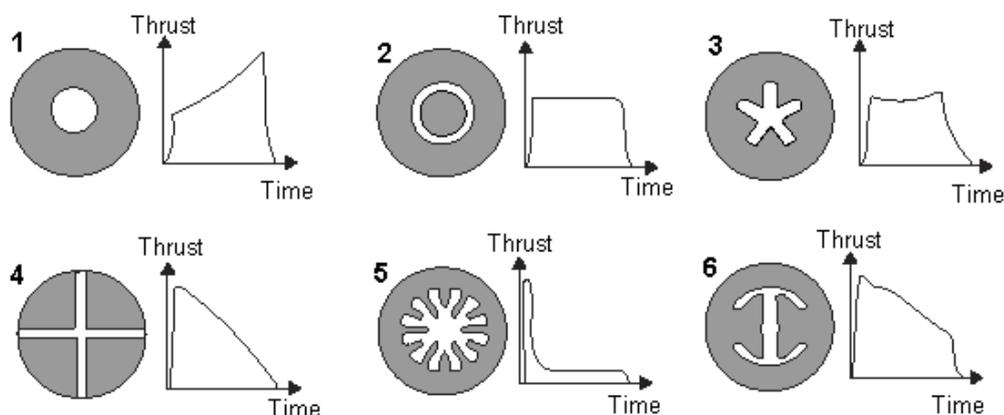


Figure (2-1) : Différentes géométries de grains et leur effet sur les performances [7]

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

La forme souvent commune est la forme de cylindre creux illustré dans la figure ci-dessous :

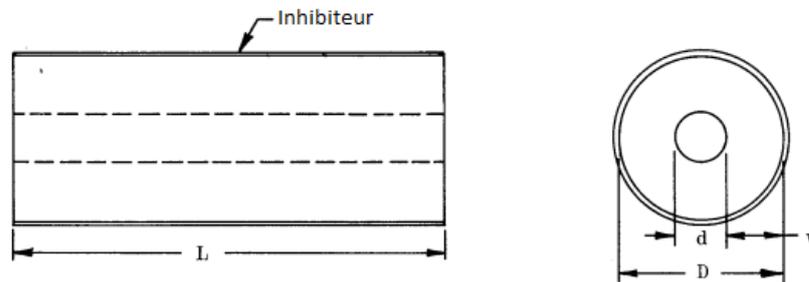


Figure (2-2) : configuration du grain du propulseur [8]

On suppose que le grain est inhibé au niveau latéral ainsi qu'à une extrémité. La surface de combustion initiale est une section cylindrique, Donc la régression se fait sur la surface latérale radialement de l'intérieur vers l'extérieur. Pour seulement ce cas **la surface brûlée** A_b peut être calculée comme suivant : [8]

$$A_b = \frac{1}{2}\pi(D^2 - d^2) + \pi dL \quad (2.12)$$

Une importante propriété physique du grain de propulseur est **la densité massique**, qui est utilisée dans les calculs de performance. Si un propulseur est fait de deux constituants, un oxydant et un carburant, la densité idéale est donnée par :

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{f_o}{\rho_o} + \frac{f_f}{\rho_f}} \quad (2.13)$$

Un autre paramètre important appelé «**taux de combustion**» qui définit le comportement du grain autrement la vitesse de régression. Nous avons appris que les processus impliqués dans la combustion des propergols sont assez complexes. Par conséquent, il est assez difficile de prédire avec précision le taux de régression τ d'un propergol solide sur une base théorique. Bien que plusieurs chercheurs aient tenté de prédire le taux de combustion en modélisant les processus physiques impliqués dans la combustion des propergols, ils n'ont obtenu qu'un succès très limité dans des cas spécifiques. On a plutôt développé une relation empirique basée sur des données expérimentales, qui est utilisée pour concevoir et développer des moteurs de fusée à propergol solide. Le taux de combustion linéaire dépend de la pression de la chambre, car les taux de réaction en phase gazeuse jouent un rôle majeur dans l'apport de chaleur à la surface de combustion. En général, le taux de combustion/régression linéaire τ peut être mesuré expérimentalement de deux façons, en utilisant :

- Un brûleur à mèche, également appelé "Bombe de Crawford".

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

- Un moteur d'évaluation balistique sur une période donnée sur une certaine gamme de pression. Notez que le moteur d'évaluation balistique est essentiellement un modèle réduit d'une fusée de taille réelle (1:10) et les taux de combustion sont déduits des tracés pression-temps.

Mais le brûleur à mèche (Crawford) est la méthode la plus largement utilisée pour obtenir le taux de combustion linéaire τ . Pour les deux méthodes, le taux de combustion expérimental τ est lié de manière empirique aux variables afin de correspondre avec les essais en grandeur réelle.

Il est possible de déterminer une relation empirique entre le taux de combustion τ et la pression de la chambre P_0 , connue sous le nom de loi du taux de combustion. La loi empirique du taux de combustion connue sous le nom de loi de Saint-Robert s'exprime comme suit : [3]

$$\tau = aP_0^n \quad (2.14)$$

Où

- a est la constante empirique influencée par la température initiale du grain de propergol.
- P_0 est la pression de la chambre.
- n est connu sous le nom d'exposant de pression ou d'indice de combustion, dépendant des constituants du propergol.

Le débit massique \dot{m} des gaz chauds générés et s'écoulant du moteur est donné par :

$$\dot{m} = A_b \rho_p \tau \quad (2.15)$$

La pression de la chambre de combustion à l'état stable :

$$P_0 = k_n \rho_p \tau c^* \quad (2.16)$$

$$k_n = \frac{A_b}{A^*} \quad (2.17)$$

Où

- A^* est la section de la tuyère au col.
- c^* est la vitesse caractéristique (dont on va voir dans la section : performances du moteur)
- k_n est le rapport entre la surface de combustion du propergol et la surface du col de la tuyère.

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

2.3 Ecoulement dans la tuyère

Afin d'analyser l'écoulement dans la tuyère, nous pouvons considérer que l'écoulement est idéal avec les hypothèses suivantes :

- Ecoulement isentropique unidimensionnel régulier.
- Le fluide de travail est de nature homogène.
- La loi des gaz parfaits avec une chaleur spécifique constante peut être appliquée.
- Pas de transfert de chaleur du moteur de la fusée vers l'extérieur.
- La vitesse à l'entrée de la tuyère est négligeable par rapport à sa valeur à la sortie.
- Les compositions des gaz à travers la tuyère restent constantes.
- Le gaz quitte la sortie de la tuyère uniquement dans la direction axiale.

Quand le rapport de pression dans la tuyère devient supérieur à sa valeur critique, la vitesse maximale du gaz atteinte est égale à la vitesse du son. Dans cette situation, une conduite divergente est ajoutée pour augmenter encore sa vitesse. Car, dans la section convergente, la vitesse du gaz ne peut pas dépasser la vitesse du son.

L'équation d'état des gaz parfaits s'écrit :

$$P V = n R T \quad \text{Ou} \quad P = \rho r T \quad (2.18)$$

2.3.1 Ecoulement isentropique

L'écoulement est dit isentropique s'il est réversible et adiabatique. Un écoulement est réversible s'il n'y a pas d'onde de choc et si les forces de frottement sont négligeables. Les écoulements isentropiques unidirectionnels compressibles de fluides parfaits se rencontrent notamment quand on envisage des écoulements dans des conduites ou des écoulements externes dans des tubes de courant élémentaires. Notamment c'est le cas de notre tuyère convergente-divergente sans onde de choc, ni transferts de chaleur ou frottements.

La loi de Laplace, C'est une relation reliant la pression et le volume d'un gaz parfait subissant une transformation isentropique , Formulée ainsi :

$$P V^\gamma = cte \quad (2.19)$$

$$T P^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = cte \quad (2.20)$$

$$T V^{\gamma-1} = cte \quad (2.21)$$

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

La vitesse du son, également appelée vitesse acoustique dans les gaz parfaits, est indépendante de la pression. Elle est définie comme :

$$a = \sqrt{\gamma r T} \quad (2.22)$$

$$r = \frac{R}{M} \quad (2.23)$$

- M étant la masse molaire de l'élément chimique.

Le nombre de Mach est un paramètre d'écoulement sans dimension et est utilisé pour définir localement le rapport entre la vitesse de l'écoulement v et la vitesse du son a :

$$M = \frac{v}{a} \quad (2.24)$$

La température absolue de stagnation T_0 est trouvée à partir de l'équation d'énergie :

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2c_p} \quad (2.25)$$

En utilisant les équations de Laplace pour un gaz parfait dans un écoulement isentropique on obtient :

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{\gamma-1} \quad (2.26)$$

Nous pouvons exprimer la vitesse d'échappement en termes de rapport de pression à travers la tuyère comme suit : [3]

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{RT_0}{M} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2.27)$$

Où

- P_0 Et P_e sont les pressions de la chambre et de la sortie de la tuyère, respectivement.
- R est la constante universelle des gaz parfaits.
- M est la masse moléculaire du gaz.
- γ est le rapport de chaleur spécifique.

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

2.3.2 Ondes de choc :

L'écoulement dans une tuyère convergent-divergent a de fortes chances de rencontrer des ondes de choc, Etant un problème majeur pour prédire les grandeurs physique à la sortie de la tuyère.

Une onde de choc est caractérisée par une transition brutale voire discontinue des grandeurs physiques du milieu dans lequel elle se propage, telles que la température (T), la pression (p), la masse volumique (ρ) et la vitesse (u) ainsi que par une vague de haute pression accompagnant cette perturbation.

On traite séparément les deux types d'ondes de chocs:

- Ondes de choc droites :

Dans le cas d'une onde de choc droite, le front d'onde est orthogonal à l'axe de propagation de l'onde. Le milieu traversé par une onde de choc peut être considéré comme divisé en deux par une discontinuité d'épaisseur négligeable : le milieu se trouvant avant le front d'onde, qui correspond au milieu qui n'est pas encore choqué, et le milieu se trouvant après le front d'onde, correspondant au milieu choqué. On y observe, sur une longueur infinitésimale, une très brusque variation des grandeurs caractéristiques du fluide voir la figure (2-4).

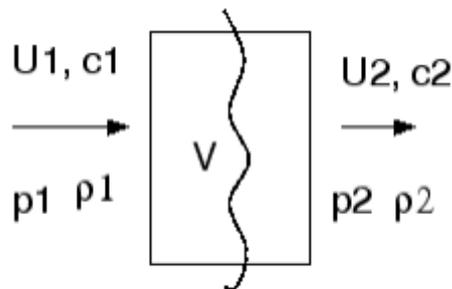


Figure (2-3) : Propagation d'une onde de choc droite [22]

- Ondes de choc obliques :

Il s'agit d'ondes de choc dont la discontinuité n'est pas perpendiculaire au sens de propagation de l'onde. On peut observer des ondes de choc obliques dans de nombreuses situations, notamment lors de la réflexion d'une onde de choc droite, sur une structure inclinée par exemple.

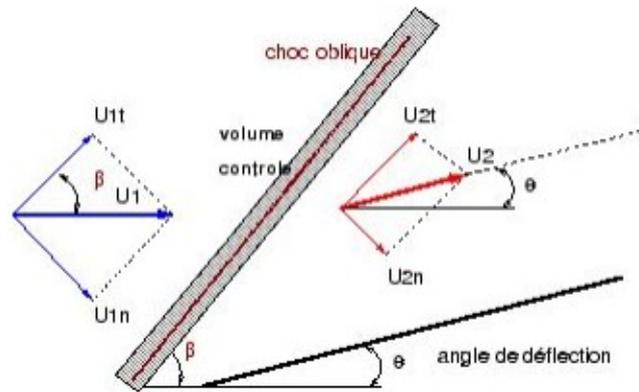


Figure (2-4) : Onde de choc oblique [22]

2.3.3 Couche limite

La viscosité du fluide impose toujours que la vitesse de l'écoulement soit nulle au voisinage immédiat d'une paroi solide ce qui est en contradiction avec l'hypothèse de glissement utilisée pour les écoulements de fluide parfait. Il est possible de réconcilier ces deux points de vue contradictoires grâce à l'existence d'une couche limite dans laquelle les effets visqueux sont confinés et en dehors de laquelle les effets visqueux sont négligeables.

2.3.4 Rapport de surface

L'équation de continuité (ou de conservation de débit), est formulée ainsi :

$$\rho V A = \rho^* V^* A^* = cte \quad (2.28)$$

Il est possible d'exprimer le rapport d'aire, A/A^* , en termes du nombre de Mach de l'écoulement. Le rapport d'aire est simplement l'aire en coupe à n'importe quel point (x) dans la tuyère sur l'aire en coupe où la condition critique existe (A^* , $M=1$).

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.29)$$

Lorsqu'on illustre graphiquement le rapport $\frac{A}{A^*}$ en fonction du nombre de mach figure (2-6), le résultat montre que le passage convergent divergeant avec une section d'aire minimum est requis pour accélérer l'écoulement d'une vitesse subsonique à une vitesse supersonique. Le point critique où l'écoulement est à vitesse sonique ($M=1$ à $A/A^*=1$) existe à la gorge de la tuyère.

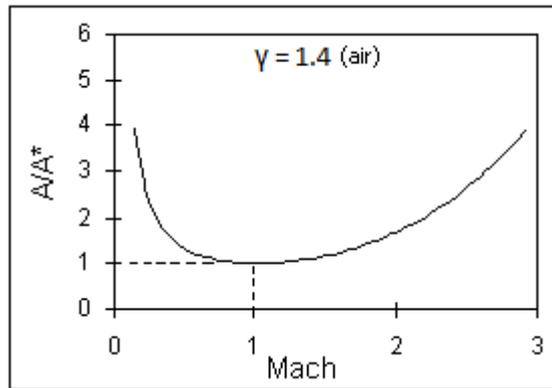


Figure (2-5) : Variation du rapport A/A^* selon le nombre de mach [9]

Le rapport entre l'aire de la gorge, A^* et l'aire à la sortie A_e , auquel la pression P_e est maintenue peut être exprimé comme une fonction du rapport de pression, P_e/P_0 , et γ . En notant que $M=1$ à la gorge, on peut donc écrire :

$$\frac{A^*}{A_e} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right) \left[1 - \frac{P_e}{P_0}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (2.30)$$

2.4 Fonctionnement théorique d'une tuyère supersonique

L'approche monodimensionnelle des écoulements d'un gaz caloriquement parfait et non-visqueux permet de décrire les différents régimes de fonctionnement d'une tuyère supersonique. Considérons le système représenté par la figure (2-6), constitué d'une tuyère de Laval. La tuyère est en communication avec un réservoir contenant un gaz à une pression génératrice P_c supposée fixe. Le divergent débouche dans une enceinte quasi infinie dont la pression statique P_a est variable.

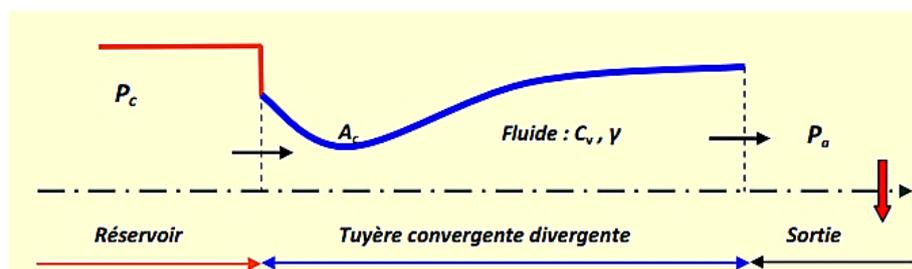


Figure (2-6) : Schéma de la tuyère supersonique [13]

Si la pression du milieu extérieur est égale à la pression génératrice, le fluide est entièrement au repos voir la courbe (a) dans la figure (2-7).

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

Si la pression du milieu ambiant P_a diminue progressivement au-dessous de la pression P_c supposée constante, un débit d'écoulement prend naissance et cinq régimes particuliers d'écoulements sont distingués.

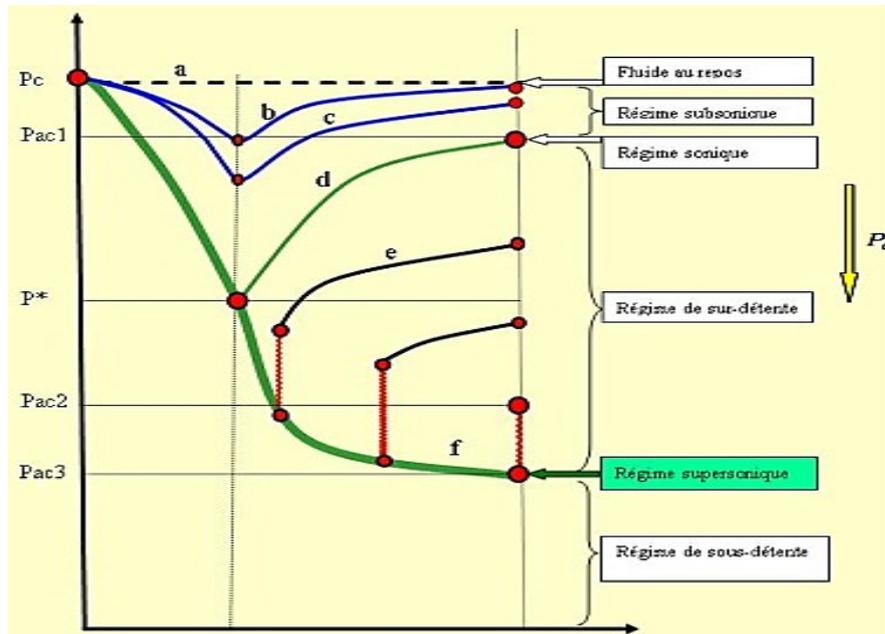


Figure (2-7) : Les régimes d'écoulements dans une tuyère supersonique. Evolution de la pression le long de la tuyère [13]

a) Écoulement subsonique

L'écoulement est subsonique dans toute la tuyère, voir figure (2-7) courbes (b) et (c). Dans le convergent la vitesse augmente et la pression diminue jusqu'à une valeur minimale atteinte au col. Dans le divergent la vitesse diminue et la pression augmente jusqu'à la pression du milieu extérieur. La pression est donc minimale dans la section du col où la vitesse passe par une valeur maximale.

b) Écoulement sonique adapté

Si P_a continue à diminuer jusqu'à une valeur notée P_{ac1} , l'écoulement au col devient sonique et le débit atteint une valeur limite maximale, voir (figure 2-7), courbe (d). L'écoulement est dit sonique adapté. Partout encore, sauf au col, l'écoulement est subsonique. Au col de la tuyère, la pression atteint la valeur critique P^* et la vitesse atteint la vitesse du son. Le col est amorcé.

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

c) Écoulement sonique non-adapté

Si P_a diminue au-dessous de P_{ac1} , le col reste toujours sonique. Dans le divergent apparaît un phénomène irréversible appelé **onde de choc**, l'écoulement est dit sonique non adapté ou régime de sur-détente. L'évolution de l'écoulement est représentée par la courbe (e) de la figure (2-7).

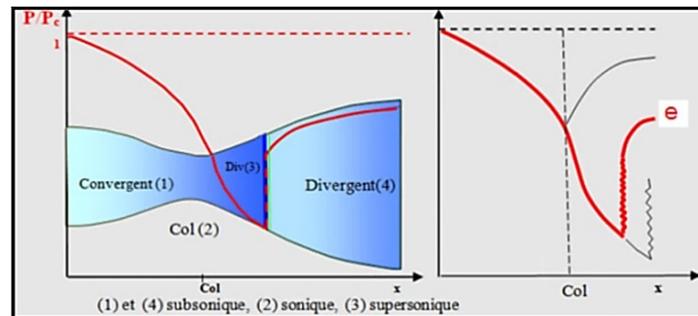


Figure (2-8) : Régime de sur-détente en unidimensionnel [13]

Dans le convergent l'écoulement ne subit aucune modification mais dans le divergent une onde de choc droite divise l'écoulement en deux parties, voir figure (2-8). Dans la première partie du divergent l'écoulement est supersonique, la vitesse continue à augmenter et la pression diminue. A travers l'onde de choc, la pression augmente et la vitesse diminue brusquement. Dans la deuxième partie du divergent (après l'onde de choc) la pression remonte et la vitesse diminue progressivement, l'écoulement est à nouveau subsonique.

L'onde de choc se déplace vers la sortie lorsque P_a diminue. Soit P_{ac2} la pression ambiante pour laquelle l'onde de choc se place à la sortie de la tuyère.

En diminuant encore la pression P_a au-dessous de P_{ac2} , l'écoulement est entièrement supersonique, la diminution de P_a ne modifie plus l'écoulement à l'intérieur. L'adaptation de la pression entre la sortie de la tuyère et la pression du milieu ambiant doit se faire à l'extérieur du divergent par l'intermédiaire d'ondes de choc obliques.

d) Écoulement supersonique adapté

Si P_a continue à diminuer, il arrive un moment où l'écoulement est entièrement supersonique dans toute la tuyère. Le phénomène d'onde de choc disparaît, alors la tuyère est parfaitement adaptée. L'évolution du gaz est représentée par la courbe (f) de la figure (2-7). Notons par P_{ac3} la pression ambiante pour laquelle ce phénomène se produit. P_{ac3} est appelée pression d'adaptation.

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

e) Écoulement supersonique non-adapté

Lorsque la pression P_a devient inférieure à P_{ac3} l'écoulement est dit supersonique non adapté. L'écoulement dans la tuyère de Laval ne subit aucune modification, l'adaptation entre la tuyère et la pression ambiante doit se faire à l'extérieur de la tuyère par l'intermédiaire d'une série d'ondes de détente obliques.

2.5 Fonctionnement réel d'une tuyère supersonique

L'approche des écoulements parfaits et non visqueux suppose l'absence totale des effets visqueux. Dans les écoulements réels, la tuyère comporte une couche limite qui est très sensible aux variations de pression, ce qui rend les phénomènes physiques dans la tuyère plus complexes.

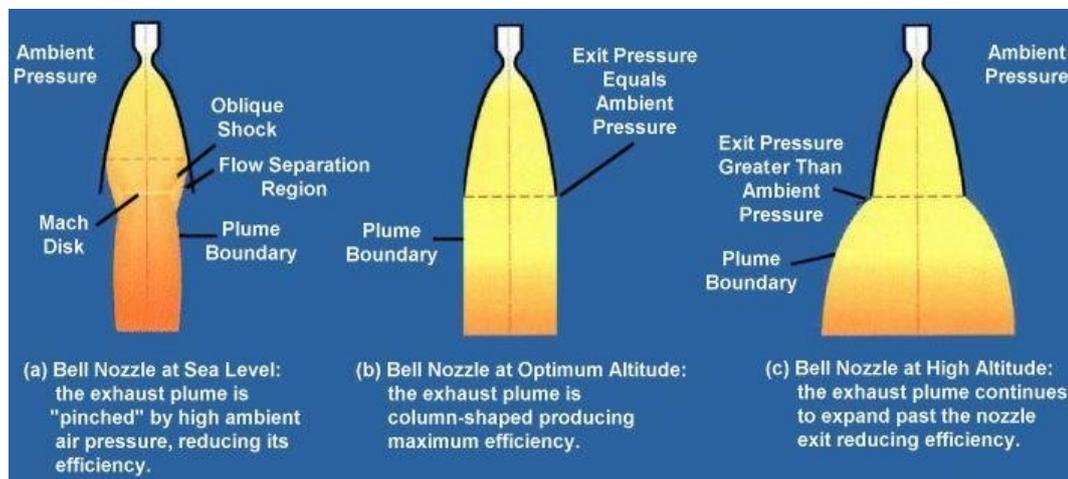


Figure (2-9) : fonctionnement d'une tuyère supersonique en fonction d'altitude [13]

Lorsque le col est sonique, l'écoulement dans la tuyère dépend uniquement de la pression à la sortie notée P_e et de la pression du milieu ambiant P_a . En fonction de la différence entre ces deux pressions, trois cas sont rencontrés dans la figure (2-9) :

- (a) : $P_e = P_a$, la tuyère est dite adaptée ;
- (b) : $P_e > P_a$, la tuyère est dite sous-détendue ;
- (c) : $P_e < P_a$, la tuyère est dite sur-détendue.

a) Le régime d'adaptation

Dans le cas du régime adapté, la détente du gaz est complètement accomplie dans la tuyère. Le gaz se détend depuis la chambre jusqu'à la sortie de la tuyère, la pression du milieu ambiant P_a est égale à la pression de sortie P_e . L'écoulement du gaz sort de la tuyère sous forme d'un jet

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

supersonique quasi-uniforme. Une frontière isobare sépare le jet supersonique du fluide ambiant. En sortant de la tuyère, la couche limite du jet entre en contact avec le fluide ambiant et l'entraîne dans son sillage. Cette interaction forme une couche de mélange, voir la figure (2-10)

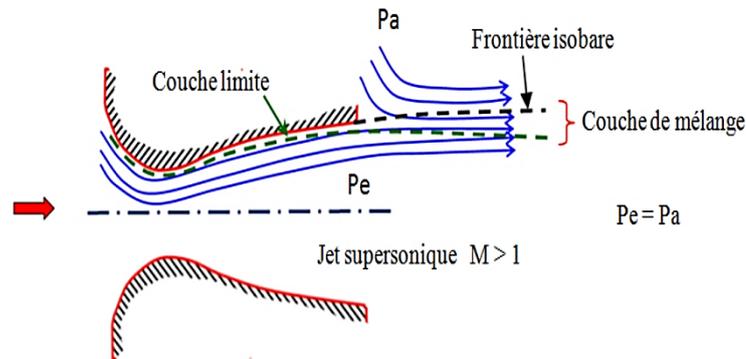


Figure (2-10) : Topologie de l'écoulement à l'adaptation [13]

b) Le régime de sous-détente

Ce régime supersonique hors adaptation est appelé régime de sous-détente. Il se concrétise lorsque la pression du milieu ambiant P_a est inférieure à la pression d'adaptation. La détente est incomplète dans la tuyère. En sortant de la tuyère, le gaz continue sa détente de la pression de sortie P_e à la pression inférieure ambiante P_a . La suite de la détente du gaz est réalisée à la sortie de la tuyère par un faisceau d'ondes de détente. Vu que la pression de sortie est supérieure à la pression ambiante, un élargissement du jet supersonique est observé à la sortie de la tuyère. La frontière isobare qui sépare le jet supersonique du fluide du milieu ambiant prend une forme divergente, voir figure (2-11).

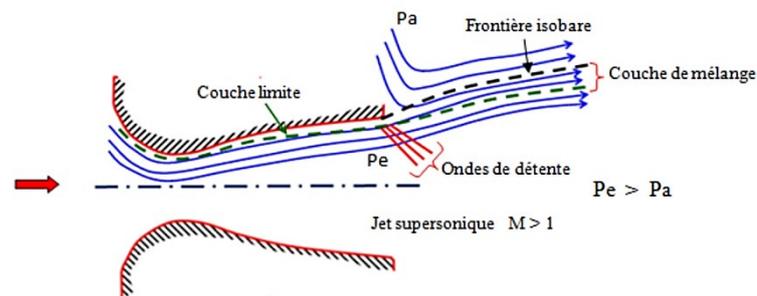


Figure (2-11.a) : Ecoulement en régime de sous-détente [13]



Figure (2-11.b) Éclatement des jets des boosters de la Navette Spatiale à haute altitude [13]

c) Le régime de sur-détente

La figure 2-13 représente le deuxième régime supersonique hors adaptation sur détendu. Ce régime se produit lorsque la pression P_a est supérieure à la pression d'adaptation de la tuyère. La détente des gaz dans la tuyère s'effectue jusqu'à une pression statique P_1 qui est inférieure à la pression ambiante P_a . La couche limite du jet dans cette situation subit une contre-pression et un choc d'intensité P_2/P_1 se forme dans l'écoulement. La pression P_2 est la pression après le choc, elle est presque égale à la pression ambiante. Suivant l'intensité du choc, deux cas sont rencontrés : le régime de sur-détente avec décollement naissant et le régime avec décollement étendu.

- Sur-détente avec décollement naissant

Pour des gradients de pression adverse modérés, la couche limite subsonique détecte ou ressent la contre pression en un point O appelé origine de l'interaction juste un peu en avant de la sortie de la tuyère. La couche limite décolle de la tuyère à la lèvres et un choc oblique se forme à la sortie de la tuyère. Dans ce régime il n'y a pas de point de décollement. Ce régime de sur-détente est qualifié de sur-détente avec décollement naissant, figure (2-12).

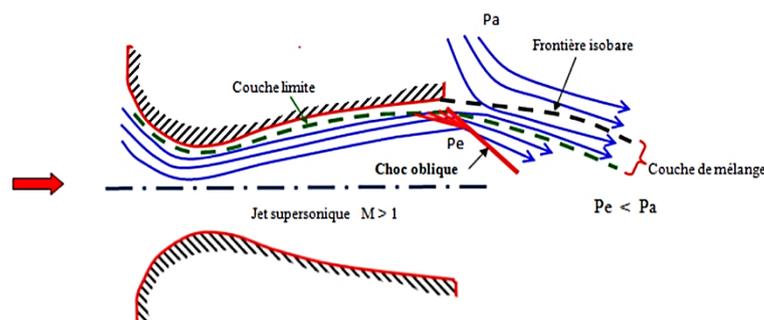


Figure (2-12.a) : Topologie de l'écoulement sur-détendu (décollement naissant) [13]

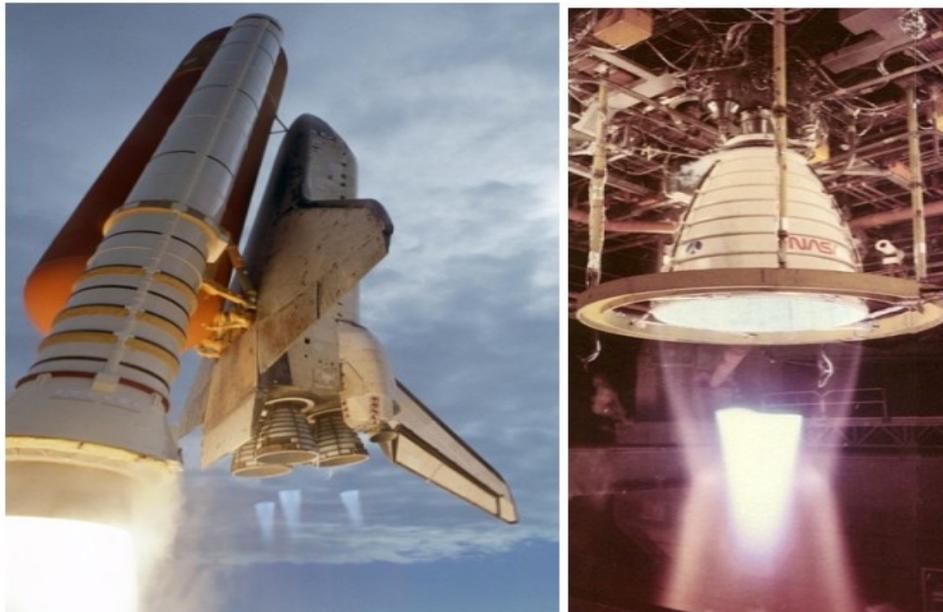


Figure (2-12.b) : Tuyère en sur-détente avec décollement naissant (Shock diamonds in Shuttle's main engine nozzles during STS-120 launch (NASA), and during tests)[13]

- Sur-détente avec décollement étendu

En sur-détente avec un décollement étendu, la couche limite n'est pas en mesure de supporter n'importe quelle valeur de contre pression. Au-delà d'une certaine valeur critique, la couche limite décolle à l'intérieur de la tuyère. Ce décollement entraîne une profonde modification de l'écoulement.

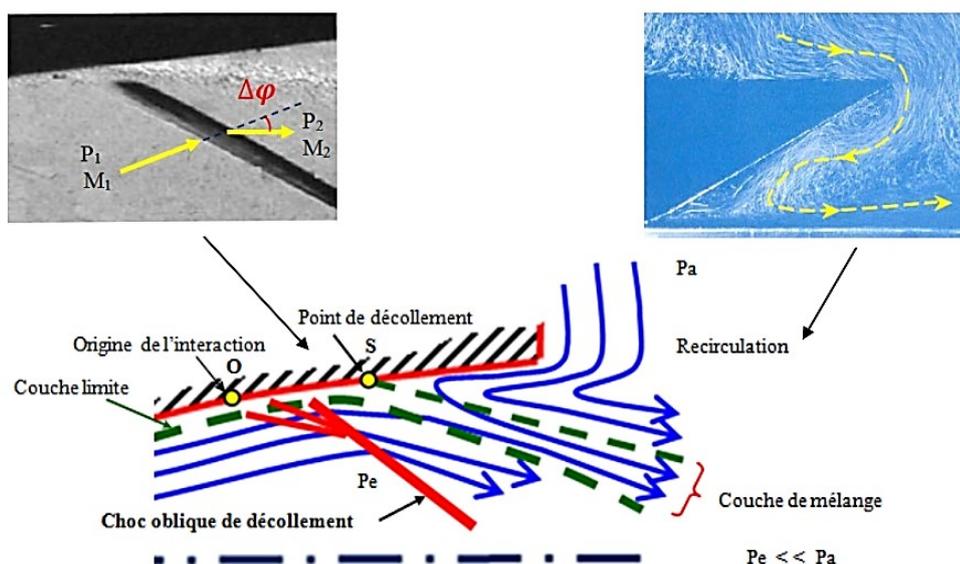


Figure (2-13.a) : Tuyère en sur-détente avec décollement étendu [13]

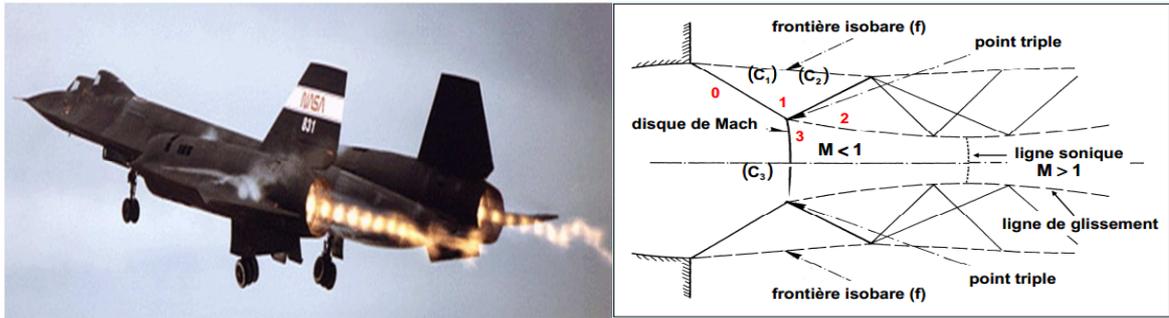


Figure (2-13.b) : Structure d'un jet supersonique en sur-détendu (formation de disque de Mach) [13]

Le décollement ainsi créé va se produire dans un point S situé à l'intérieur de la tuyère (voir figure 2-13.a). Au niveau de ce point de décollement, il se produit une compression rapide de l'écoulement interne de la tuyère depuis la pression P_1 (pression non perturbée immédiatement avant le décollement) jusqu'à la pression P_2 (pression en aval du point de décollement). Cette rapide contre pression provoque la formation d'un choc oblique au travers duquel l'écoulement est ralenti et dévié d'un angle φ et son nombre de Mach passe de M_1 à M_2 . De S part une couche de mélange, zone visqueuse assurant une transition continue des propriétés de l'écoulement décollé entre le jet à grande vitesse situé près de l'axe de symétrie et la région proche de la paroi, où le fluide est presque stagnant. Le fluide externe est aspiré à l'intérieur de la tuyère sous l'effet d'entraînement puis évacué dans la couche de mélange.

Ce régime est très dangereux pour la tuyère, la topologie de l'écoulement est fortement influencée par le profil de la tuyère ainsi que le rapport de pression P_c/P_a .

2.6 Performances du moteur

2.6.1 La poussée

La poussée que génère un moteur de fusée est l'élément fondamental de la performance. Étant la force qu'exerce ce moteur, ce qui propulse la fusée pour mener sa mission. La poussée est créée par l'expulsion de masse (échappement) traversant la tuyère à haute vitesse. L'expression pour la poussée est donnée par :

$$F = \int P dA = \dot{m}Ve + (Pe - Pa)Ae \quad (2.31)$$

Le terme de gauche dans l'équation représente l'intégrale des forces de pression agissant sur la chambre et la tuyère, suivant la direction normale à l'axe de symétrie de la tuyère, montré dans la figure suivante :

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

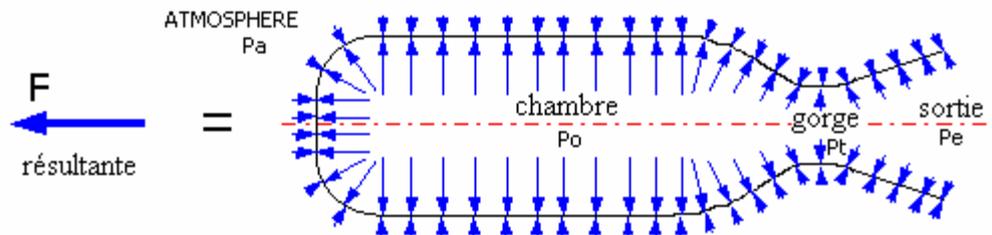


Figure (2-14) : Forces de pressions agissant sur la tuyère et la chambre de combustion [9]

La pression interne est à son maximum à l'intérieur de la chambre et diminue graduellement dans la tuyère à la sortie. La pression externe est uniforme sur les surfaces extérieures. En considérant la continuité au col de la tuyère, l'équation calculant la force de poussée peut être réécrite comme :

$$F = \rho^* v^* A^* V_e + (P_e - P_a) A_e \quad (2.32)$$

En utilisant les équations précédentes, rapport de densité et équation d'état pour un gaz idéal ($P = \rho r T$) on trouve :

$$F = A^* P_0 \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + (P_e - P_a) A_e \quad (2.33)$$

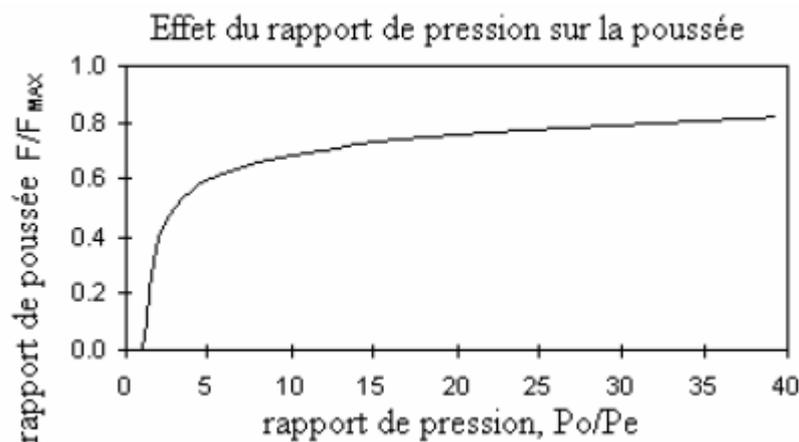


Figure (2-15) : Influence du rapport de pression P_e/P_0 sur le rapport de poussée F/F_{max} [9]

La figure (2-15) illustre la variation du rapport de poussée F/F_{MAX} , en fonction du rapport de pression, où F_{Max} est la poussée qui pourrait être obtenue avec un rapport d'expansion infini.

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

Le degré auquel la poussée est amplifiée par la tuyère est quantifié par le **coefficient de poussée**, et est définie en termes de la pression de la chambre et de l'aire du col :

$$C_f = \frac{F}{A^* P_0} \quad (2.34)$$

Le coefficient de poussée détermine l'amplification de poussée due à l'expansion dans la tuyère comparée à la poussée qui serait exercée si la pression de la chambre agissait sur l'aire de la gorge seulement.

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + \frac{(P_e - P_a) A_e}{P_0 A^*} \quad (2.35)$$

2.6.2 Impulsion totale

L'élément essentiel pour mesurer le rendement total en termes de capacité de propulsion est l'**impulsion totale** d'un moteur fusée, ce qui incorpore l'élément essentiel du temps. L'impulsion totale est définie comme étant l'intégrale de la poussée par rapport à la durée d'opération du moteur :

$$I_t = \int_0^{t_b} F dt \quad (2.36)$$

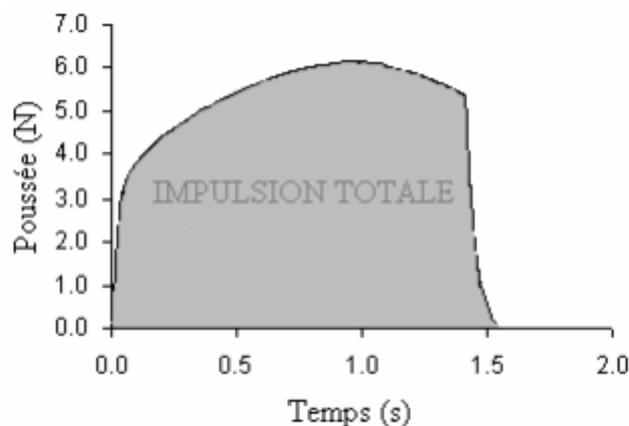


Figure (2-16) : Courbe de la poussée en fonction du temps pour un moteur typique [9]

Il est important de noter que l'impulsion totale ne raconte qu'une partie de l'histoire regardant la capacité d'un moteur à propulser une fusée vers les cieux. L'altitude atteinte différera à un certain degré, avec un effet plus significatif lorsque le rapport poussée/masse chute. La différence la plus prononcée sera avec l'accélération de la fusée, puisque l'accélération initiale est donnée par :

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

$$a = \frac{F}{m} - g \quad (2.37)$$

Où

- F = poussée.
- m = masse initiale de la fusée
- g = accélération gravitationnelle.

Avec une plus petite accélération, il sera plus long pour une fusée d'atteindre la vitesse à laquelle les ailerons fournissent une bonne stabilité. Et dans un cas extrême, si la poussée est inférieure au poids de décollage, la fusée ne quittera même pas la base de lancement, peu importe la valeur de l'impulsion totale.

Les propulseurs fusée sont classés en fonction de leur impulsion totale (puissance) , à chaque catégorie de puissance correspond une lettre , voir le tableau suivant :

Classe	Impulsion Totale (Système métrique)	Impulsion Totale (Système impérial)
A	1.26 - 2.50 N·s	0.29 - 0.56 lbf·s
B	2.51 - 5.0 N·s	0.57 - 1.12 lbf·s
C	5.01 - 10 N·s	1.13 - 2.24 lbf·s
D	10.01 - 20 N·s	2.25 - 4.48 lbf·s
E	20.01 - 40 N·s	4.49 - 8.96 lbf·s
F	40.01 - 80 N·s	8.97 - 17.92 lbf·s
G	80.01 - 160 N·s	17.93 - 35.96 lbf·s

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

H	160.01 - 320 N·s	35.97 - 71.92 lbf·s
I	320.01 - 640 N·s	71.93 - 143.83 lbf·s
J	640.01 - 1280 N·s	143.84 - 287.65 lbf·s
K	1280.01 - 2,560 N·s	287.66-575.3 lbf·s
L	2,560.01 - 5,120 N·s	575.31 - 1150.6 lbf·s
M	5,120.01 - 10,240 N·s	1150.61 - 2301.2 lbf·s
N	10240.01 - 20,480 N·s	2301.21 -4602.4 lbf·s
O	20480.01 - 40,960 N·s	4602.41 - 9204.8 lbf·s

Tableau (2-1) : Classes des moteurs fusées

2.6.3 Vitesse caractéristique

La vitesse caractéristique c^* , est une figure de valeur thermodynamique pour un propulseur particulier et peut être considérée comme une bonne indication de l'efficacité de combustion.

L'expression pour un c^* idéal est donnée ci-dessous, C'est une fonction des produits de combustion (γ , M , T_0).

$$c^* = \sqrt{\frac{\frac{R}{M} T_0}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (2.38)$$

L'impulsion spécifique livrée est liée à c^* de la manière suivante :

$$Isp = c^* C_f / g \quad (2.39)$$

Le c^* livré peut être obtenu d'une courbe pression-temps d'un moteur, donné par l'intégrale temporelle de la pression de la chambre sur la durée, multipliée par le rapport de l'aire de la gorge à la masse du propulseur, comme montré :

$$c^* = \frac{A_t}{m_p} \int_0^{t_b} p(t) dt \quad (2.40)$$

Chapitre 02 : Formulation Mathématique

2.6.4 Impulsion spécifique

L'impulsion spécifique qu'un propulseur est capable de produire est l'indicateur de la performance potentielle.

Dans sa forme de base, l'impulsion spécifique peut être considérée comme traduisant la poussée produite par unité de masse de propulseur sur une période de combustion d'une seconde.

$$I_{sp} = I_t / m_p \quad (2.41)$$

Où m_p est le poids du propergol.

L'impulsion spécifique réelle dépend :

- du débit de masse, et donc sur les dimensions du moteur.
- de l'énergie du carburant disponible.
- de l'efficacité de la tuyère.
- des conditions de pression ambiante.
- des pertes caloriques du moteur.
- de l'efficacité de combustion.

L'impulsion spécifique idéale d'un propulseur de fusée est calculée en utilisant la vitesse d'échappement V_e en termes des propriétés de l'écoulement et du rapport de pression. L'impulsion spécifique idéale peut être déterminée :

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \sqrt{2T_0 \left(\frac{R}{M}\right) \left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2.42)$$

Où

γ , M , T_0 , P_e et P_0 sont tous définis dans la section Théorie de la tuyère.

Conception et réalisation du système

3.1 Introduction

Notre système expérimental illustré dans la figure (3-1) est composé d'une balance aérodynamique (a), un moteur fusée expérimental à proergol solide (b) étant le sujet de notre étude, et un système de mesures composé de capteurs de force (c) et d'un système de transmission de données (d).

Le banc d'essai est conçu pour faire un guidage linéaire vertical du moteur pour que ce dernier exerce un poids sur un capteur de pesage pour mesurer la force générée.

La conception du système est assistée par ordinateur en 3D sur le logiciel SOLIDWORKS, les unités sont en millimètre.

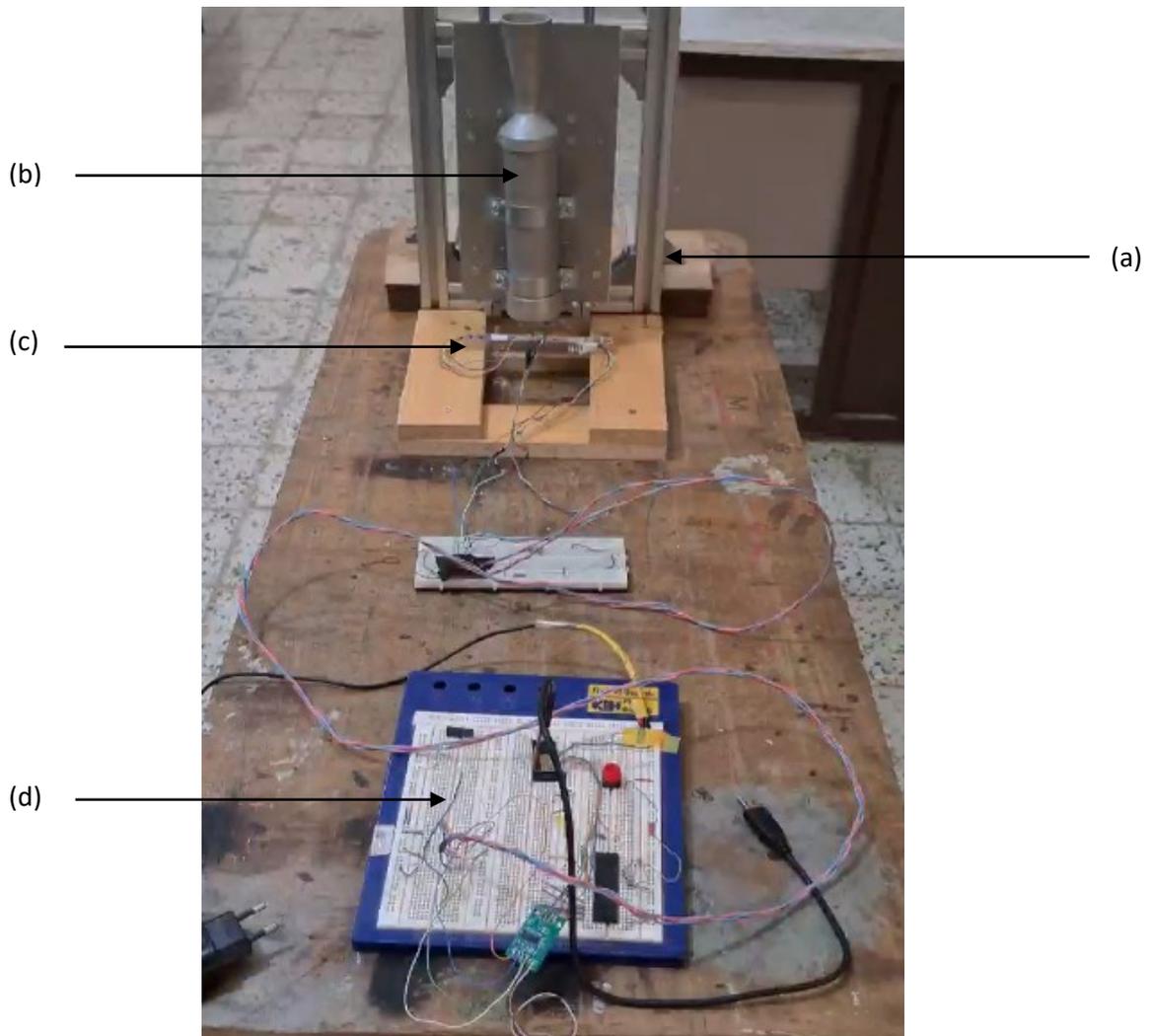


Figure (3-1) : Figure représentant le système expérimental global

Chapitre 03 : Conception et réalisation du système

3.2 Présentation du logiciel SolidWorks

Le logiciel de SolidWorks est une application de conception mécanique 3D paramétrique qui permet aux concepteurs d'esquisser rapidement des idées, d'expérimenter des fonctions et des cotes afin de produire des modèles et des mises en plan précises.

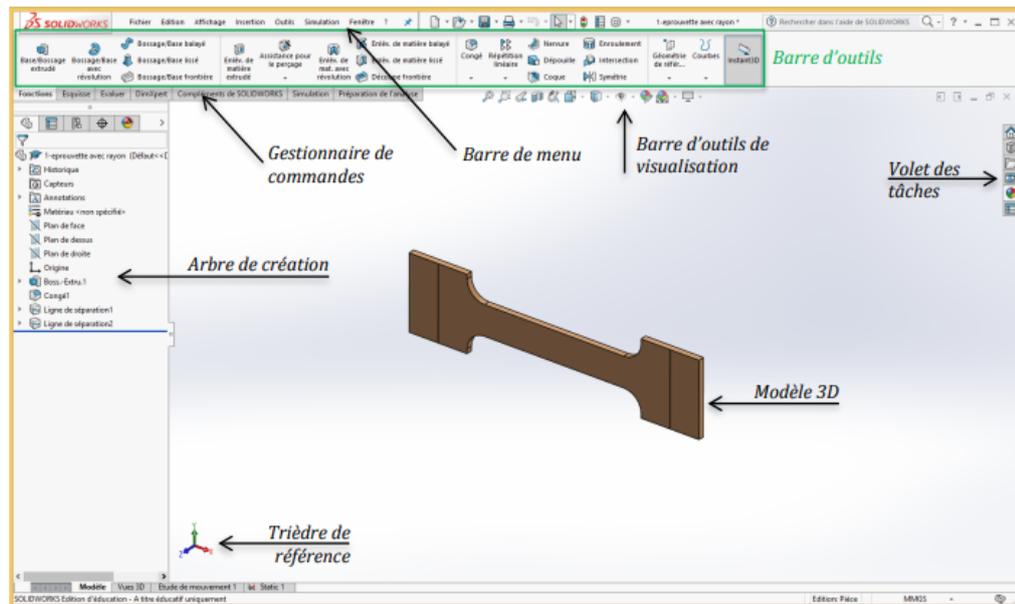


Figure (3-2) : Interface de création de SolidWorks [10]

SolidWorks adopte l'approche de modélisation 3D. Lorsque vous concevez une pièce, vous créez un modèle 3D, de l'esquisse initiale au résultat final. A partir de ce modèle, vous pouvez créer des mises en plan 2D ou contraindre des composants constitués de pièces ou de sous-assemblages afin de créer des assemblages 3D. Vous pouvez aussi créer des mises en plan 2D d'assemblages 3D. Un modèle conçu à l'aide de SOLIDWORKS peut être visualisé dans ses trois dimensions, c'est-à-dire dans son aspect final après fabrication

3.3 Conception et réalisation du système expérimental

3.3.1 Conception de la balance aérodynamique

La balance aérodynamique du banc d'essai a été conçue pour supporter le moteur fusée et effectuer un guidage en translation verticale vers le capteur afin de mesurer la force générée par le moteur fusée, La balance aérodynamique est montrée dans la figure (3-3).

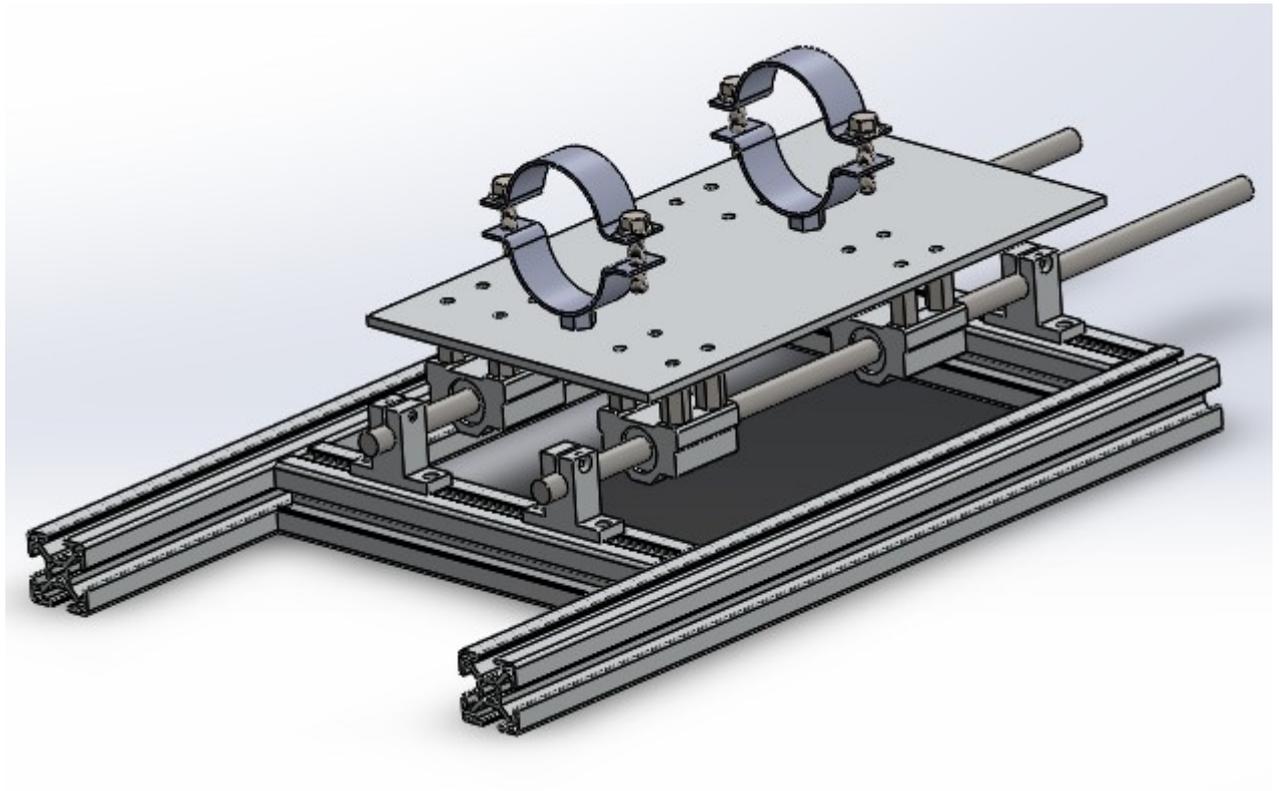


Figure (3-3) : La balance aérodynamique

La balance aérodynamique du banc d'essai est composée de trois parties principales :

a) La structure

C'est la partie qui va soulever tout le système expérimental et fixée sur une surface plane, sa dimension est de 260×400mm, A été élaborée avec des barres de profilé en aluminium de section de forme carré 30×30mm, voir la figure (3-4).

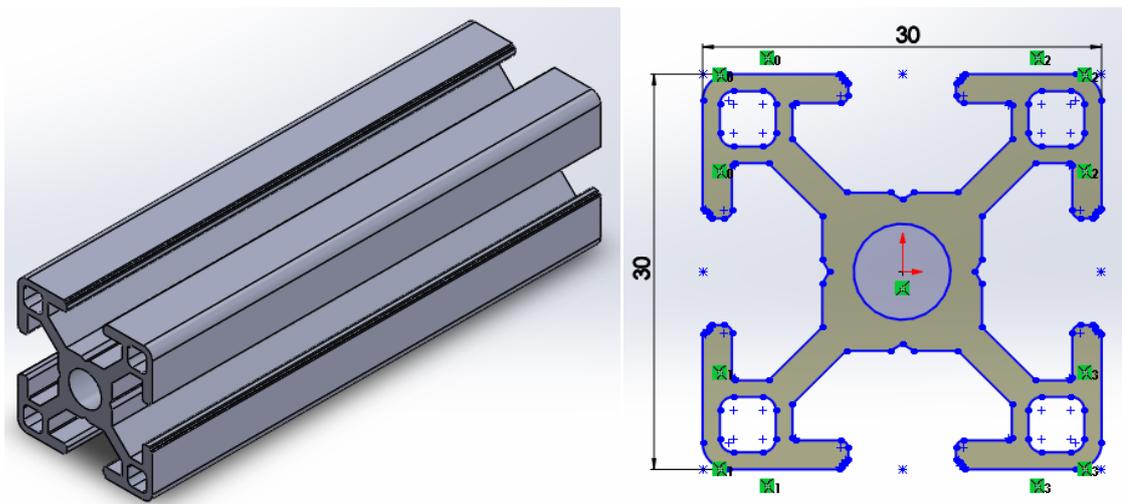


Figure (3-4) : Profilé en aluminium 30×30mm

Chapitre 03 : Conception et réalisation du système

La structure a été assemblée avec des équerres de fixation (figure 3-5.a) qui ont été fournis avec le profilé, La fixation de ces éléments est réalisée par des écrous rectangulaires glissant dans la rainure du profilé (figure 3-5.b) et serrés à l'aide de vis M5×10mm (figure 3-5.c).

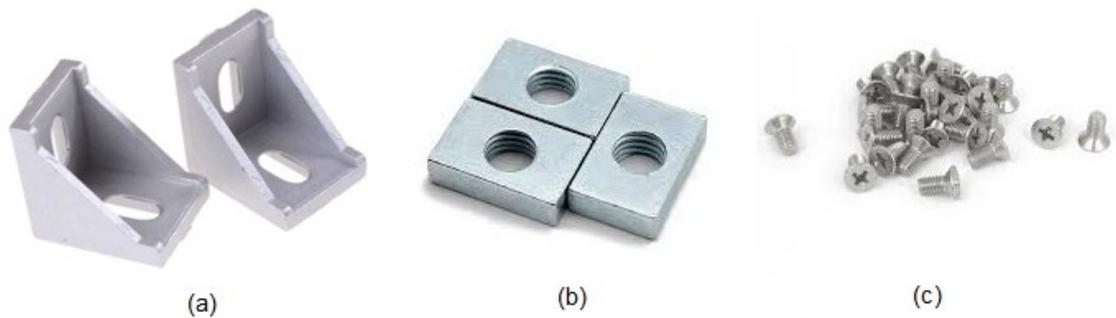


Figure (3-5) : Accessoires d'assemblage de la structure du banc d'essai

La structure du banc d'essai en profilés d'aluminium est conçue comme illustré dans la figure (3-6).

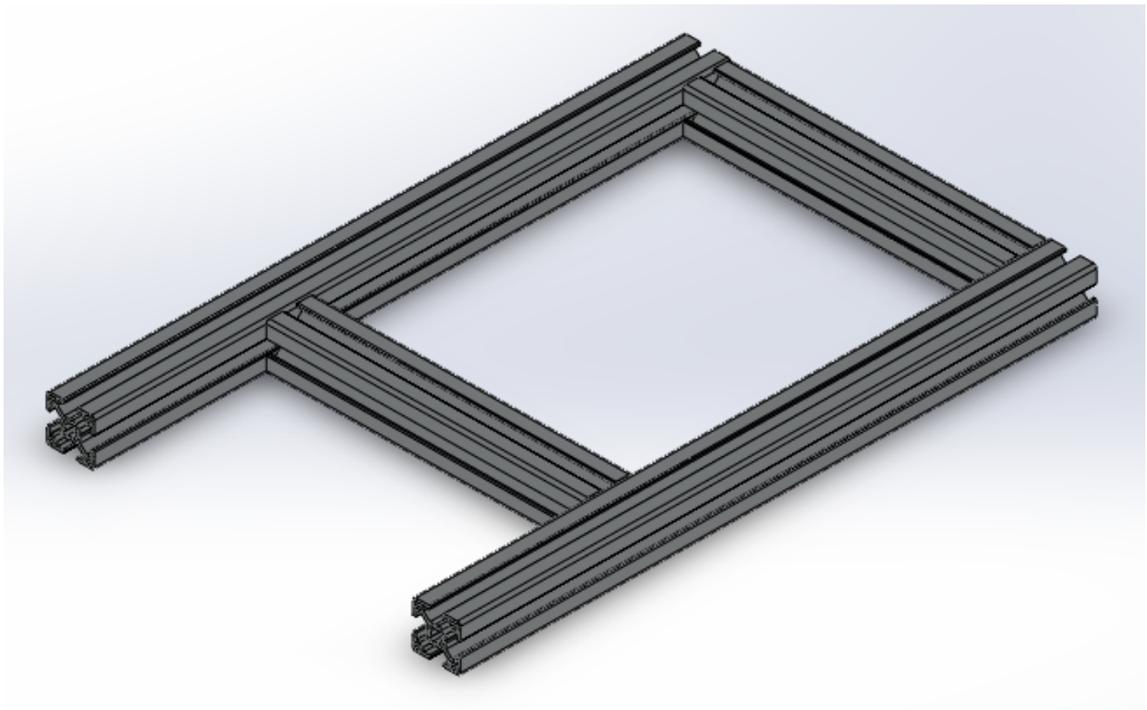


Figure (3-6) : Structure du banc d'essai

Chapitre 03 : Conception et réalisation du système

b) L'axe de guidage

Notre balance contient deux axes de guidage qui sont fixés sur la structure du banc d'essai à l'aide de quatre supports adéquats fournis avec, cela permettra d'avoir un seul degré de liberté (un mouvement de translation), le support du moteur glisse sur ces axes à l'aide de roulements à billes linéaires

Les axes sont en acier inoxydable de diamètre de 10mm et de longueur de 400mm, voir la figure (3-7).

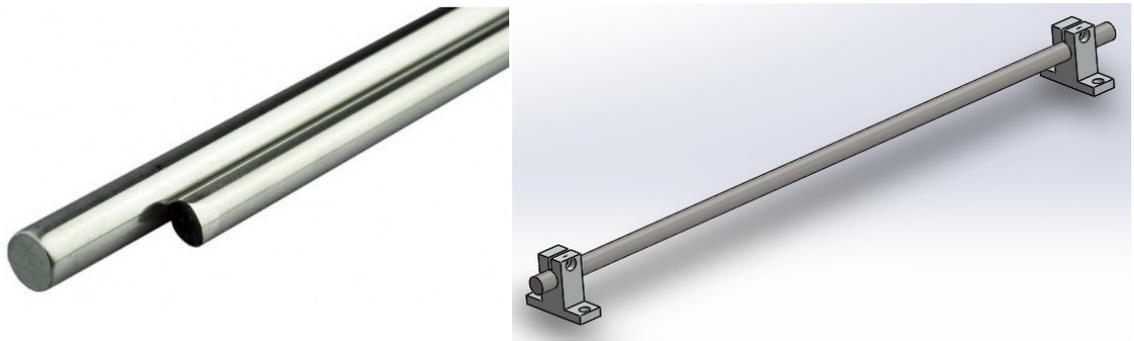


Figure (3-7) : Axe de guidage en acier inoxydable

Les supports des axes sont en aluminium, sont placés dans les quarts extrémités de la structure et fixés avec le même système vis-écrou donné dans la figure (3-5.b) et (3-5.c), L'illustration du support et ses dimensions sont données dans les figure (3-8) et (3-9) respectivement.



Figure (3-8) : Supports de l'axe de guidage

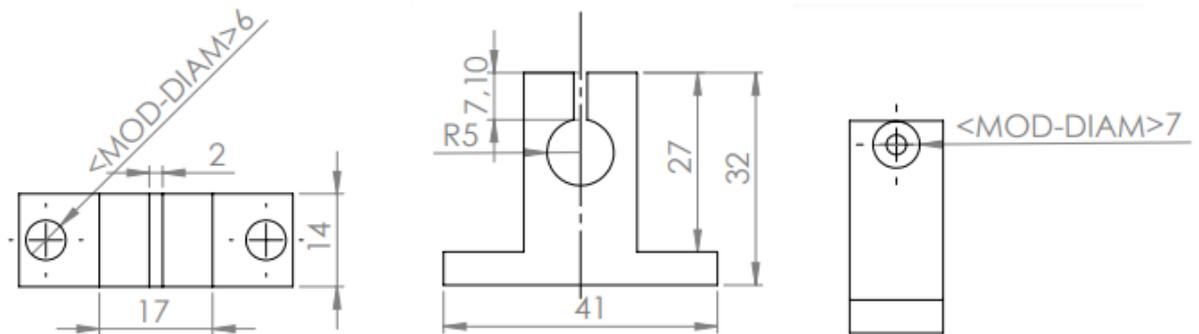


Figure (3-9) : Dimensions du support de l'axe de guidage

c) La glissière (support du moteur)

C'est la partie mobile de la balance aérodynamique et celle qui supporte le moteur, voir figure (3-10), elle est liée directement aux axes de guidage par quatre **roulements linéaires** effectuant le glissement sur les deux axes (deux par axe)..

Voir le roulement de guidage linéaire utilisé pour ce système et ses dimensions dans les figures (3-11) et (3-12) respectivement.

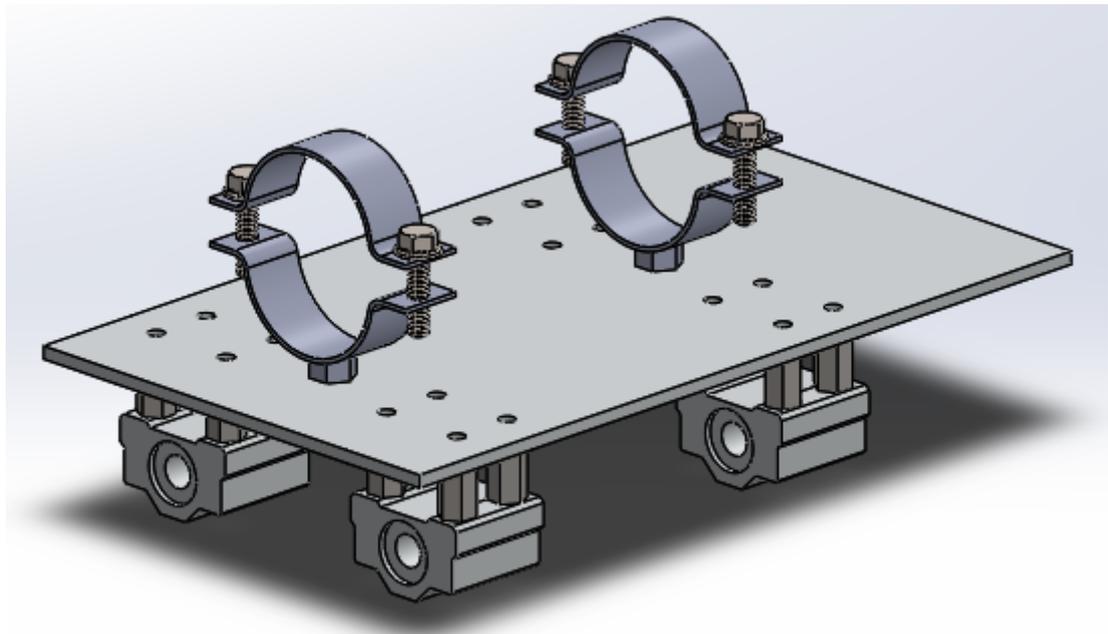


Figure (3-10) : La glissière du banc d'essai

Des **écrous de couplage** hexagonales M6×20mm sont posés sur les roulements.

Une **plaque en aluminium** de 260×150×4mm est posée directement sur les écrous en dernier.

Chapitre 03 : Conception et réalisation du système

La plaque en aluminium a été découpée et percée à l'atelier structure selon les dimensions montées dans la figure (3-13).



Figure (3-11) : Roulement de guidage linéaire

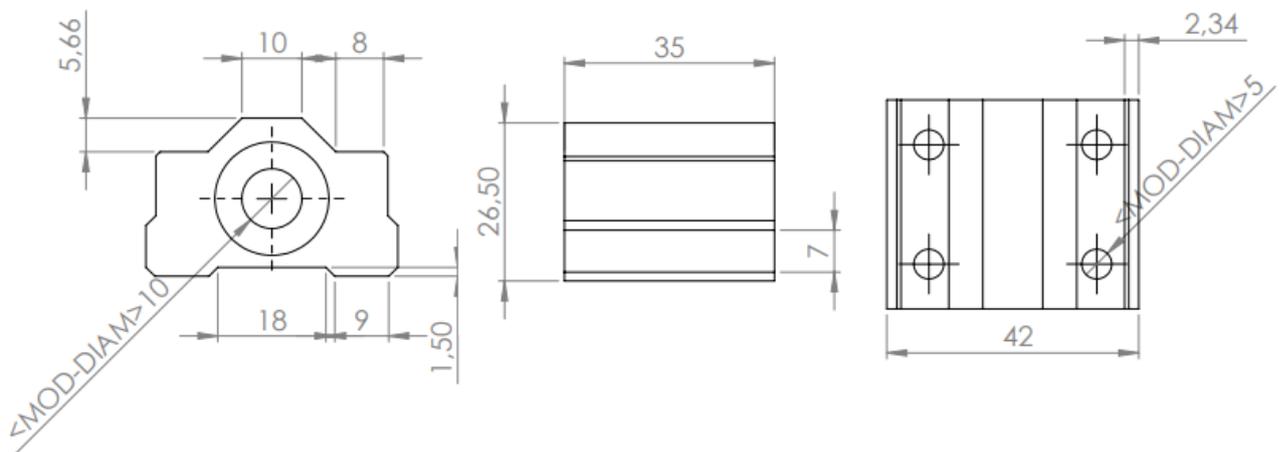


Figure (3-12) : Dimensions du roulement de guidage linéaire

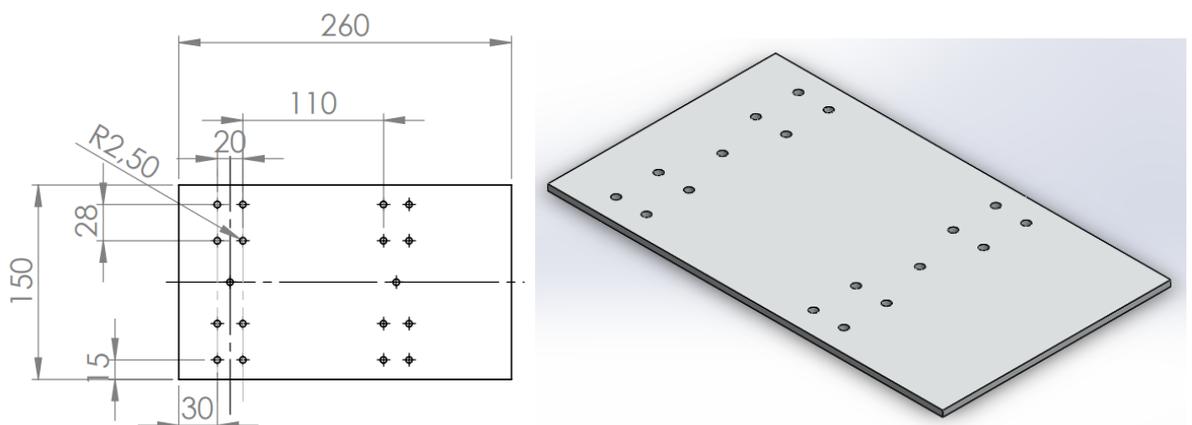


Figure (3-13) : Configuration de la plaque en aluminium

Les roulements, écrous de couplage et plaque sont connectés avec des vis plat M5*30mm.

Deux **colliers** fournis avec le tube du moteur sont fixés sur la plaque pour servir à attacher le moteur sur la glissière en longueur, voir la figure (3-14).

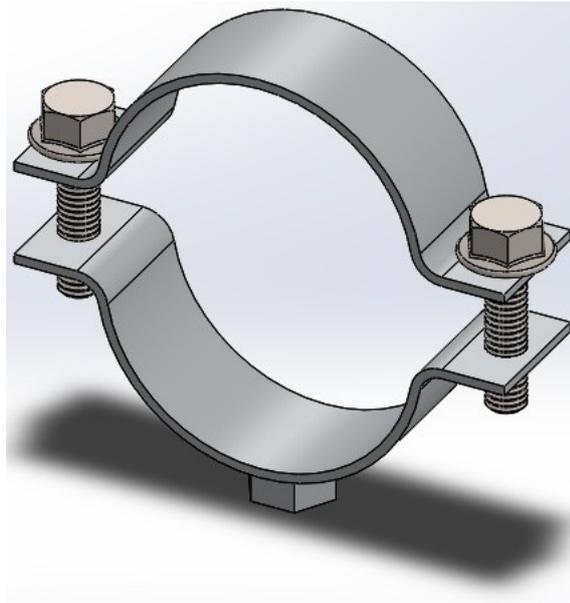


Figure (3-14) : collier d'attache du moteur fusée

3.3.2 Système de mesure

Nous avons utilisé différents composants électroniques dans notre système pour mesurer la force que donne le moteur fusée, donc voila ces composants et le rôle de chacune d'eux :

a) Capteurs de pesage 20 kg

Le capteur de pesage est un appareil conçu pour mesurer un poids ou une force de manière précise. Ce module sert notamment à concevoir des balances électroniques. Pour notre montage nous avons utilisés deux capteurs montés en parallèle ce qui nous a permis à atteindre un poids de 400 N.

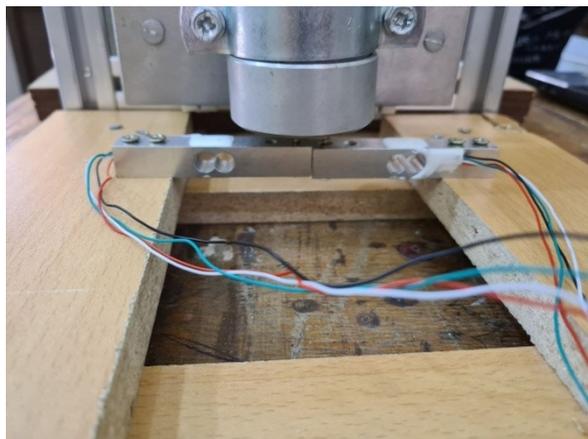


Figure (3-15) : Montage des capteurs de pesage

Chapitre 03 : Conception et réalisation du système

3.3.3 Conception et réalisation du moteur fusée

Notre moteur est composé de trois composants principaux qui sont : Le **boitier du moteur** (figure 3-17.a) étant la chambre de combustion, Le **grain** (figure 3-17.b) étant notre propergol et la **tuyère** (3-17.c) pour accélérer les gaz d'échappement.

La tête du moteur est délimitée par un **couvercle** pour empêcher la dissipation des gaz du haut du moteur vers l'extérieur, voir la figure (3-17.d).

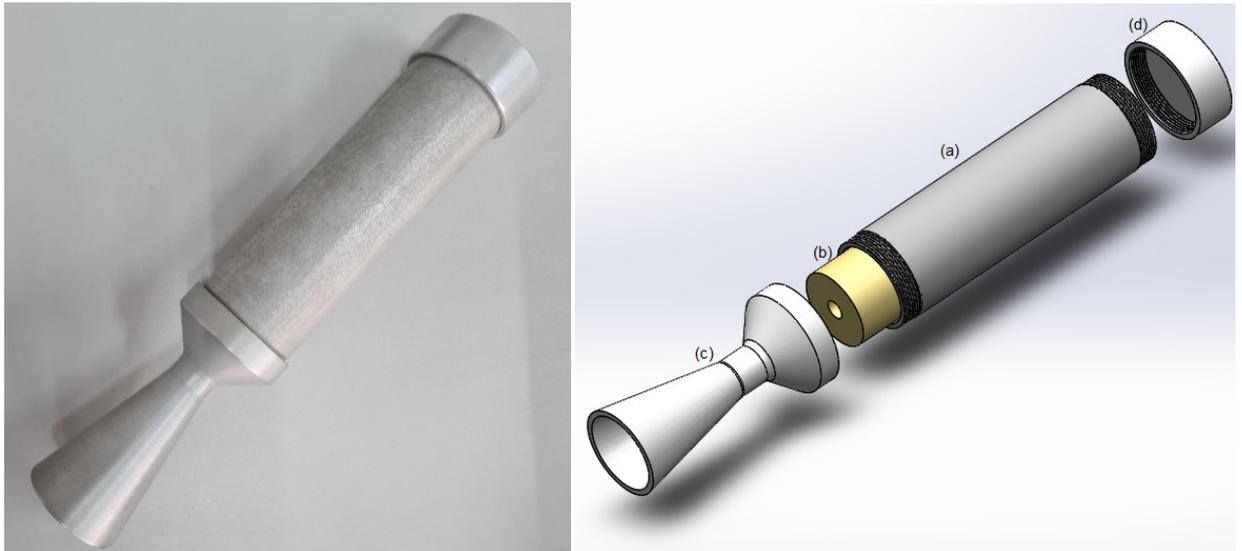


Figure (3-17) : Composants du moteur fusée expérimental

a) Le boîtier du moteur

Le boîtier du moteur a été conçu en acier doux (ADX), Il joue le rôle de la chambre de combustion contenant le propergol à l'intérieur, sa résistance à la traction atteint 500 MPa, un traitement de surface a été nécessaire à cause de sa forte sensibilité à la corrosion donc nous avons procédé à l'ajout d'une couche de cadmium par électrolyse, Les deux extrémités sont filetées en norme (M48×1mm) pour effectuer l'assemblage du couvercle et la tuyère, Les dimensions sont montrées dans les figure (3-18).

Chapitre 03 : Conception et réalisation du système

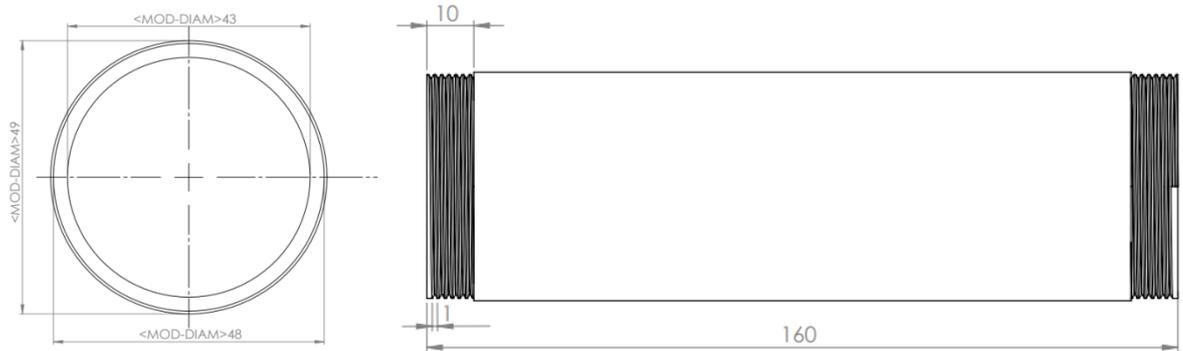


Figure (3-18) : Dimensions du boîtier du moteur expérimental

b) Le grain

Le propergol utilisée pour notre expérience est un mélange de carburant et de comburant, Nous avons utilisé le KNSU (KNO₃/Saccharose) avec un rapport de 65/35 Oxydant/Carburant L'équation de combustion est :



Les réactifs et les produits de la réaction chimique sont symbolisés comme le montre le tableau suivant :

Saccharose	Solide	C ₁₂ H ₂₂ O ₁₁
Nitrate de potassium	Solide	KNO ₃
Dioxyde de carbone	Gaz	CO ₂
Monoxyde de carbone	Gaz	CO
Vapeur d'eau	Gaz	H ₂ O
Hydrogène	Gaz	H ₂
Azote	Gaz	N ₂
Carbonate de potassium	Liquide	K ₂ CO ₃
Hydroxyde de potassium	Liquide	KOH

Tableau (3-1) : Eléments de la réaction chimique du KNSU

Le propulseur est brûlé à pression constante (théoriquement) et forme une série de produits moléculaires qui sont en équilibre thermique et chimique entre eux.

Le grain à été conçu d'une forme de **cylindre creux**, ses dimensions sont données dans la figure (3-18).

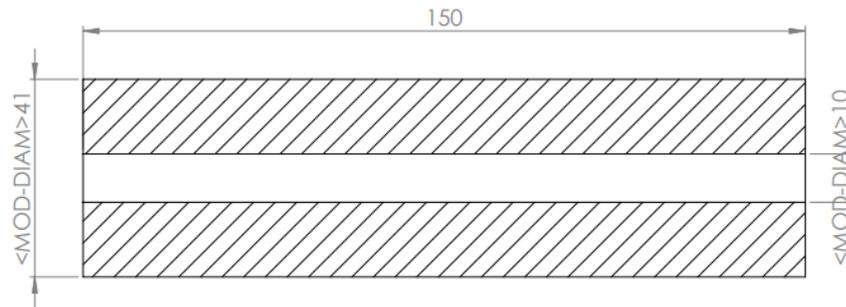


Figure (3-19) : Dimensions du grain

L'élaboration du grain se fait par moulage sous forme pâteuse passant par les étapes suivantes :

- Broyer le nitrate de potassium et le saccharose jusqu'à obtention d'une poudre fine.
- Peser un rapport de 65/35 du KNO₃/saccharose.
- Mélanger les deux constituants dans un récipient.
- Placer une poêle sur une source de chaleur et attendre l'équilibre thermique.
- Mettre le mélange dans la poêle en remuant sans arrêt le long de la cuisson.
- Remuer jusqu'à obtention d'une pâte de couleur jaunâtre (Eviter la caramélisation).
- Mettre la pâte obtenue dans le moule.
- Insérer l'outil de carottage au centre du moule pour former le creux.
- Laisser refroidir pendant 45 minutes et démouler le grain.
- Placer le grain dans un sac sous vide et conserver dans un réfrigérateur jusqu'au lancement.

La surface brûlée initialement d'un grain cylindre creux est calculée par:[8]

$$A_b = \pi(d + 2w_x)(L - 2w_x) + \frac{\pi}{2}[D^2 - (d + 2w_x)^2] \quad (3.1)$$

Avec :

$$w_x = (L - 2d)/6 \quad (3.2)$$

$$\mathbf{L= 150 \text{ mm} ; D= 41 \text{ mm} ; d= 10 \text{ mm}}$$

AN:

$$A_b = 0,016036503 \text{ m}^2$$

La surface de la section au col de la tuyère est calculée depuis son diamètre donnée :

$$A_t = \pi \frac{D_t^2}{4} \quad (3.3)$$

Chapitre 03 : Conception et réalisation du système

Avec : $D_t = 10 \text{ mm}$

AN : $A_t = 0,0000785 \text{ m}^2$

Le paramètre adimensionnel k_n est le rapport entre la surface de combustion du propergol et la surface de la section du col de la tuyère, cité dans le chapitre 2, En utilisant les résultats précédents on trouve :

$$k_n = 204,286667$$

En obtient la valeur de la pression dans la chambre de combustion D'après la courbe de pression d'opération en fonction du k_n :

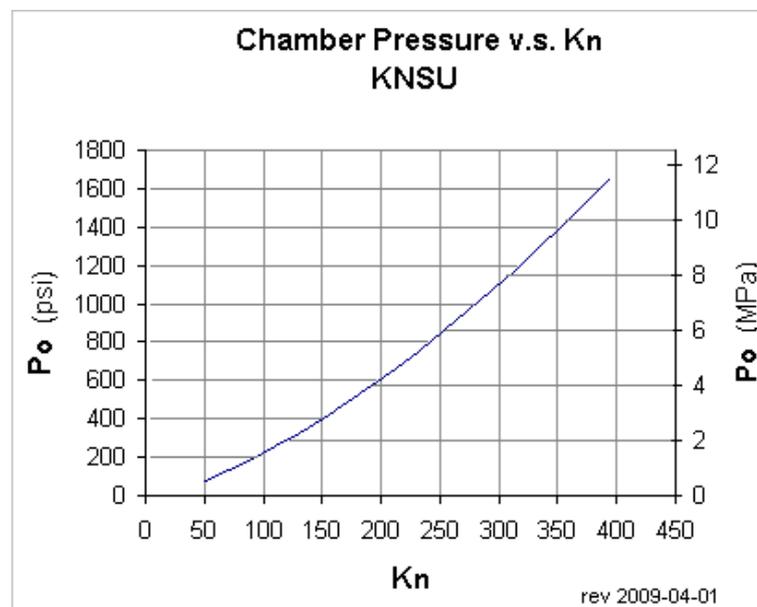


Figure (3-20) : Représentation graphique de la pression d'opération en fonction du k_n pour le KNSU [9]

D'après le graphe, La pression dans la chambre de combustion est de **644 psi** qui est équivalente à **44,4 bar**.

Les paramètres physiques et thermochimiques du propergol sont obtenus en exécutant un programme appelé **ProPEP3** qui utilise les équations cités dans le chapitre 2.

Après avoir introduit la pression de la chambre de combustion et celle ambiante, ainsi que les dimensions du grain nous avons obtenus les résultats suivants :

- Masse volumique du propergol : $\rho_p = 1,889 \text{ g/cm}^3$

Chapitre 03 : Conception et réalisation du système

- Masse du grain $m_p = 0,334 \text{ Kg}$
- Masse molaire des gaz produits de la combustion $M = 41,98 \text{ Kg/Kmol}$
- Constante spécifique des gaz produits de la combustion $r = 198,0 \text{ J/Kg.K}$
- Rapport de chaleur spécifique $\gamma = 1.139$
- Température adiabatique de la flamme $T_0 = 1720 \text{ K}$
- La vitesse caractéristique $C^* = 894 \text{ m/s}$
- Le taux de régression du propergol $\tau = 13,289 \text{ mm/s}$

Voir l'interface du programme ProPEP3 dans la figure (3-21).

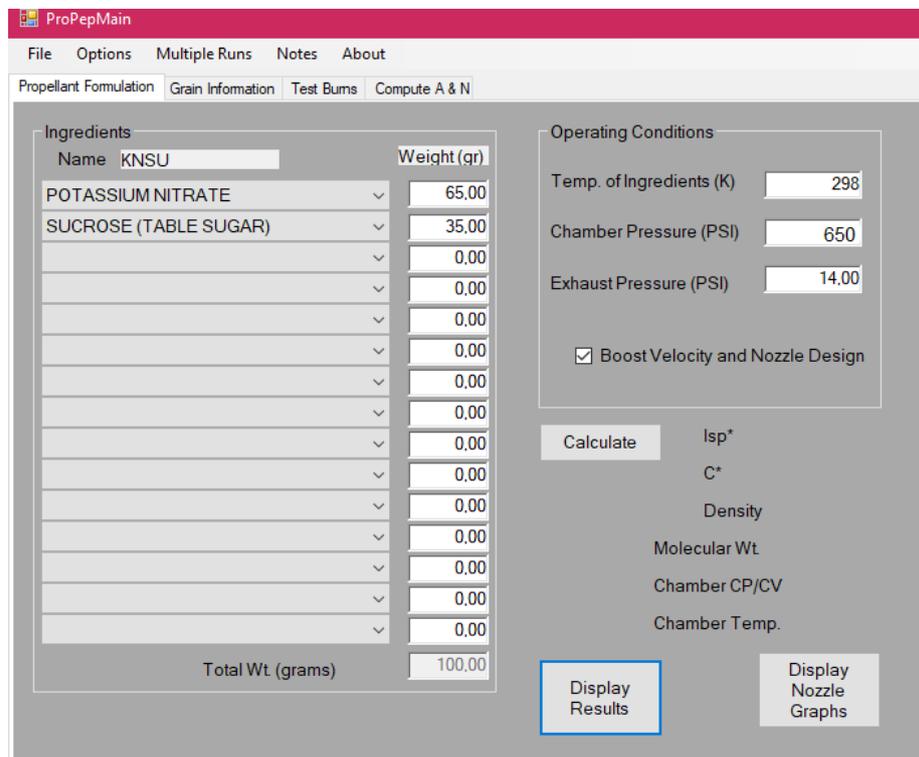


Figure (3-21) : Interface du programme ProPEP

A l'aide d'un calculateur Excel appelé (SMR 2014) dont les caractéristiques du KNSU sont intégrées, On obtient l'évolution de la pression dans la chambre de combustion en fonction du temps :

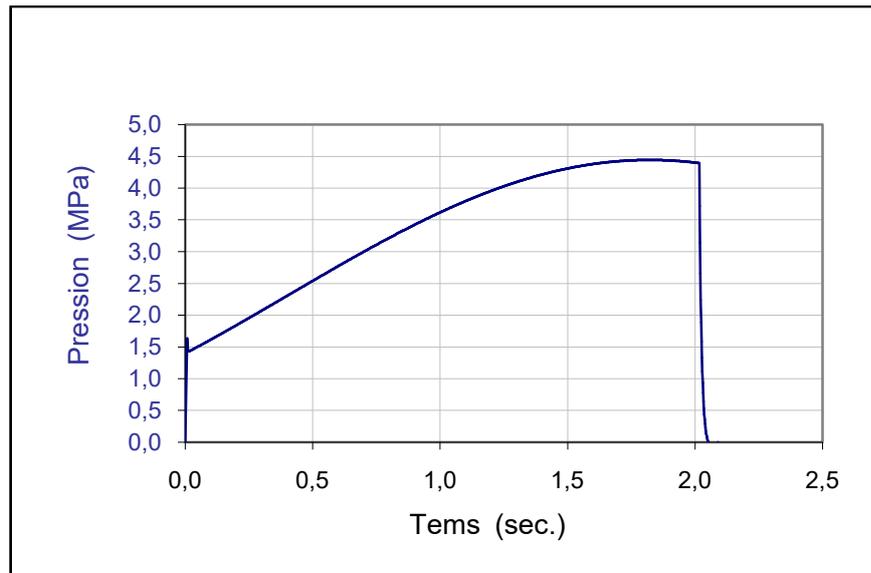


Figure (3-22) : Evolution théorique de la pression dans la chambre de combustion [12]

c) La tuyère

La tuyère utilisée pour notre expérience est en acier (XC38) sa résistance à la traction est de 630MPa, Est d'une forme conique avec un angle de déflexion de 12.7° , Assemblé au boîtier du moteur par un filetage M48×1mm, Voir la tuyère et ses dimensions dans les figures (3-23) et (3-24) respectivement.



Figure (3-23) : Tuyère conique expérimental

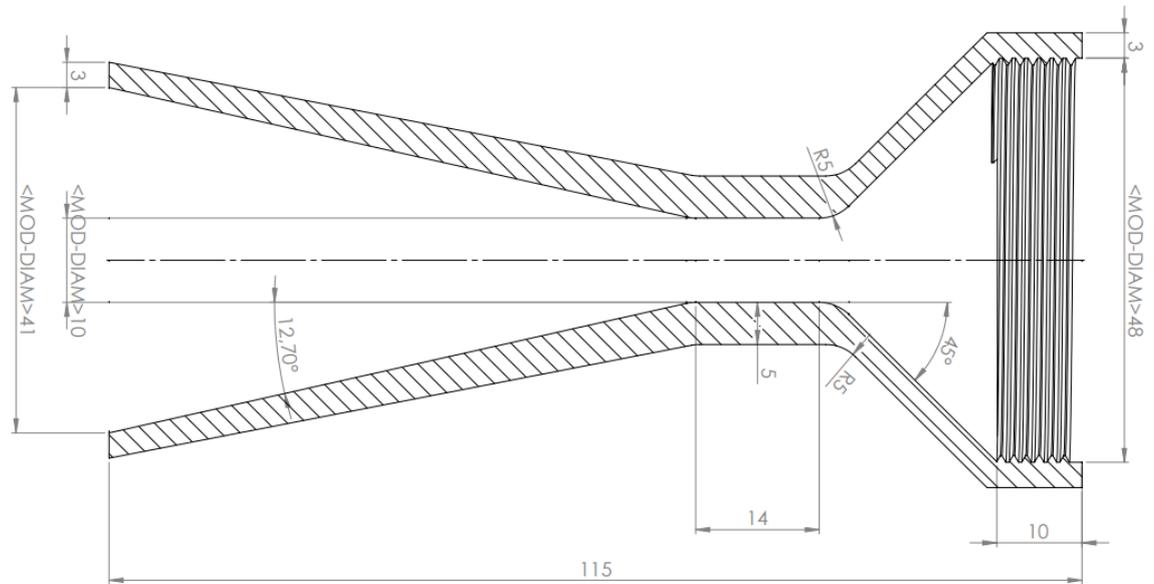


Figure (3-24) : Dimensions de la tuyère

Pour cette configuration de tuyère on aura donc un rapport de surface $A_e/A_t = 16.81$, En utilisant le même calculateur Excel, On obtient l'évolution théorique de la poussée générée par ce propulseur en fonction du temps sera comme suivant :

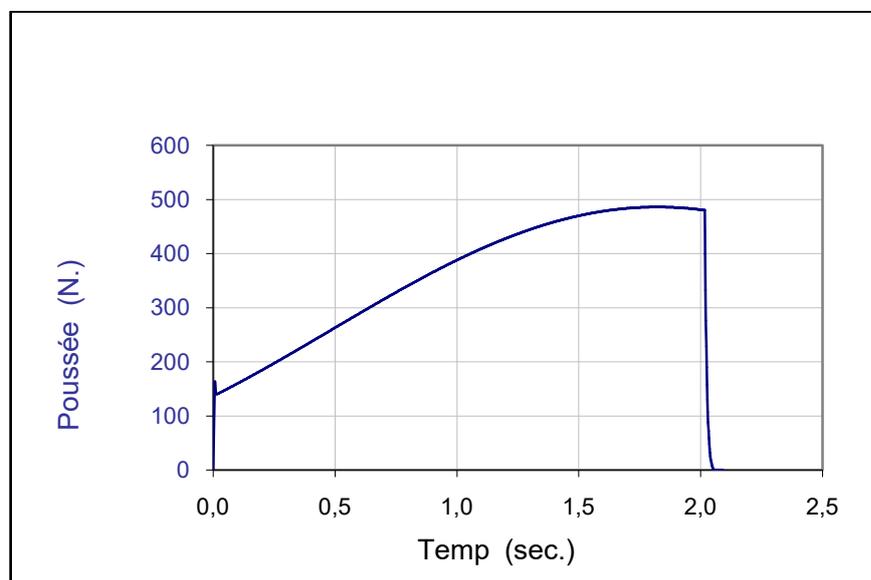


Figure (3-25) : Evolution théorique de la poussée en fonction du temps [12]

La poussée maximale atteint $F_{max} = 480 N$, on peut donc obtenir le coefficient de poussée maximale en utilisant l'équation (2.34) :

$$C_{f_{max}} = \frac{F_{max}}{A_t P_{0_{max}}}$$

AN :

$$C_{f_{max}} = 1.37$$

Pour déterminer la classe du moteur on aura besoin de calculer l'impulsion totale en utilisant l'intégrale de la fonction poussée par rapport au temps (2.36), Donc calculer l'aire de la courbe dans la figure (3.24).

L'aire est calculée par la méthode de trapèzes formulée sur Excel, ce qui donne :

$$I_t = 645,66 \text{ N.s}$$

D'après les résultats précédents, L'impulsion totale du moteur montre que ce dernier possède les performances d'un moteur de classe « J ».

d) Le couvercle

Le couvercle du moteur expérimental à pour but d'empêcher la dissipation des gaz d'échappement du haut du moteur, Conçu avec le même matériau utilisé pour la tuyère et avec la même configuration du filetage M48×1mm, Voir l'illustration du couvercle et ses dimensions dans les figure (3-65) et (3-76) respectivement.

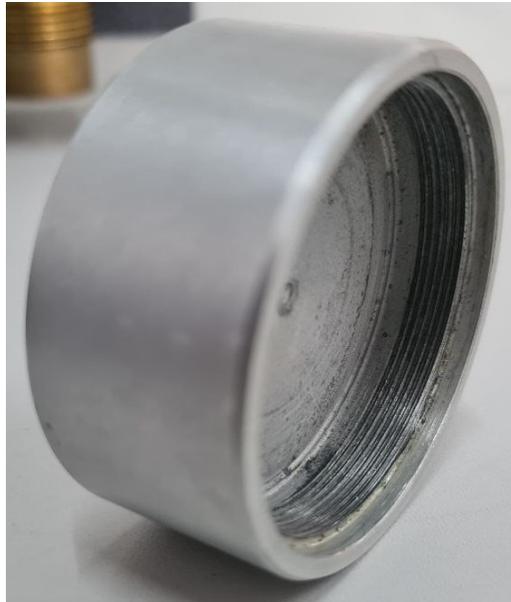


Figure (3-26) : Le couvercle du moteur expérimental

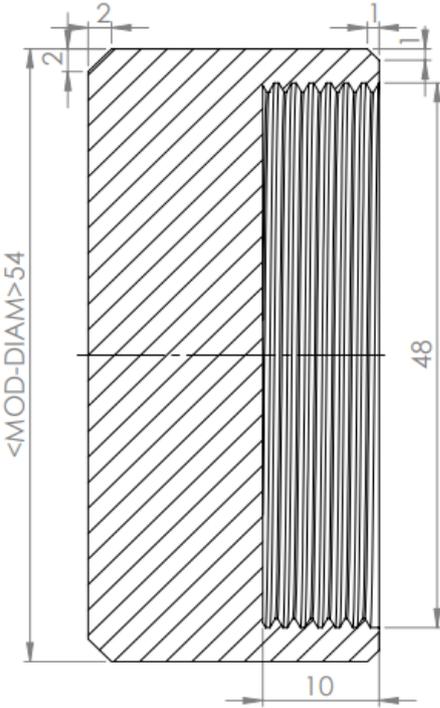


Figure (3-27) : Dimensions du couvercle du moteur

Expériences et résultats

4.1 Introduction

Les résultats expérimentaux de notre étude seront obtenus par un essai du moteur afin d'obtenir ses performances en mesurant sa force. Une autre expérience est faite sur un appareil d'écoulement continu générant de l'air comprimé qui s'écoule à travers une tuyère similaire à celle du moteur traité. Le but est de faire des mesures de pression le long de la tuyère à l'aide d'une sonde mobile déduisant ainsi la topologie de l'écoulement des gaz échappés.

4.2 Expérience d'écoulement continu

L'expérience a été réalisée sur l'appareil TQ-AF27 au laboratoire d'aérodynamique, situé à l'école supérieure des techniques aéronautiques/ Dar-El-Beida Alger.

4.2.1 Présentation de l'appareil

L'appareil est appelé TQ-AF27, Il démontre la thermodynamique et la mécanique des fluides d'une détente de l'air à travers des tuyères subsoniques et supersoniques. Il aide l'étudiant à comprendre comment différentes tuyères peuvent affecter le débit et la pression de l'air et les lois de la détente d'un fluide compressible (air) à travers une tuyère, comme dans une turbine à vapeur ou à gaz. Il aide également l'étudiant à comprendre les lois régissant la détente isentropique d'un fluide compressible dans une tuyère, ainsi que le phénomène d'écoulement étranglé correspondant à la vitesse sonique au niveau du col d'une tuyère.

Les instruments de l'appareil peuvent se connecter au système polyvalent d'acquisition de données (VDAS®) de TecQuipment. Ce système permet d'afficher, de stocker, d'établir des graphiques et d'exporter tous les relevés importants de nos tests.

4.2.2 Description de l'appareil

Un cadre en acier maintient la plupart des pièces de l'appareil. Un support séparé supporte la tuyauterie d'échappement. Le cadre principal comporte un cadre d'instruments amovible qui contient les instruments de mesure de la température et de la pression, ainsi que l'interface VDAS en option. Le cadre pour instruments se range à l'arrière du cadre principal pour le transport.

Une source d'air comprimé séparée produit l'air comprimé nécessaire à l'appareil d'écoulement à travers une tuyère.

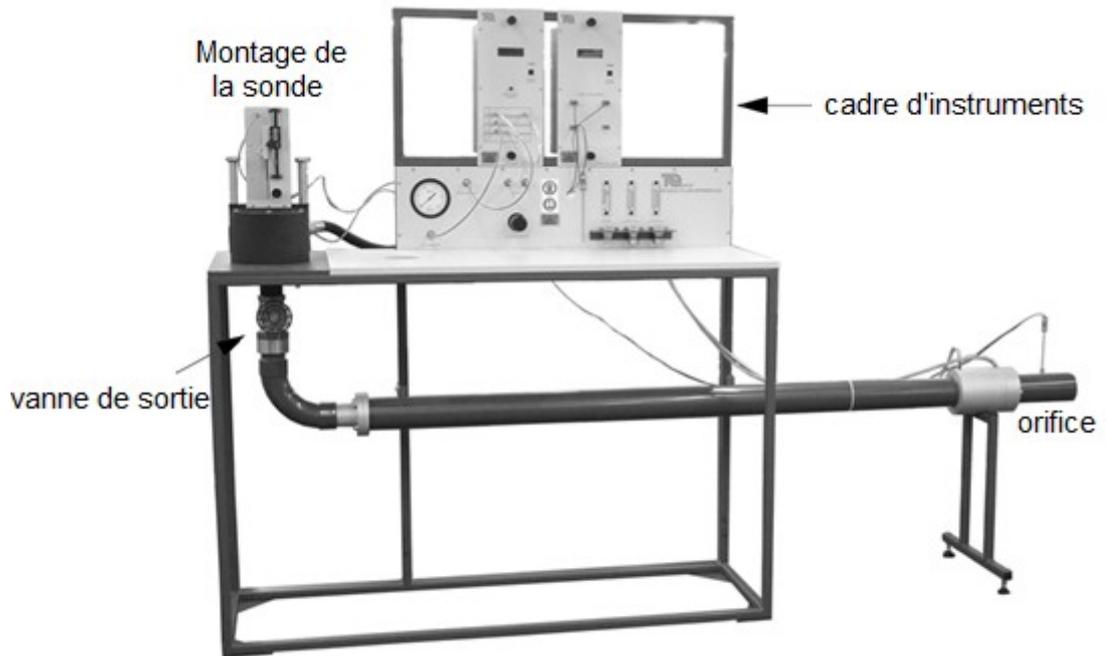


Figure (4-1) : Dispositif d'écoulement à travers une tuyère [11]

Un régulateur manuel contrôle la pression d'air maximale qui entre dans le caisson de pression. La vanne d'arrêt contrôle le débit. L'air entre dans le caisson de pression et passe vers le bas à travers une tuyère placée à l'intérieur.

. La tuyère se déverse dans un tuyau vertical équipé d'une vanne de régulation, qui contrôle la pression en aval. L'air descend ensuite et contourne un coude, le long d'un tuyau droit qui permet à l'écoulement de se stabiliser. Il passe ensuite par un orifice avant de quitter l'appareil.

Un affichage numérique montre la pression mesurée dans le caisson de pression et également la pression dans la tuyère selon la position de la sonde et aussi ambiante et la pression différentielle au niveau de l'orifice.

Le montage de la sonde mesure la pression axialement le long de la tuyère. Un indicateur numérique mesure le déplacement de la sonde sur la longueur de la tuyère.

Pour faciliter la visibilité pendant les expériences et pour des raisons de bonne pratique technique, l'équipement est équipé d'un manomètre analogique supplémentaire qui indique la pression dans le caisson. Il fonctionnera même en cas de coupure de l'alimentation électrique locale, pour montrer qu'il y a toujours de la pression dans le système.

Un affichage numérique montre la température de l'air ambiant (atmosphérique) et la température de l'air dans le caisson de pression (avant la tuyère) et en aval de l'orifice. L'orifice

Chapitre 04 : Expérience et résultats

fonctionne avec les affichages de température et de pression pour aider à mesurer le débit massique d'air à travers l'appareil.

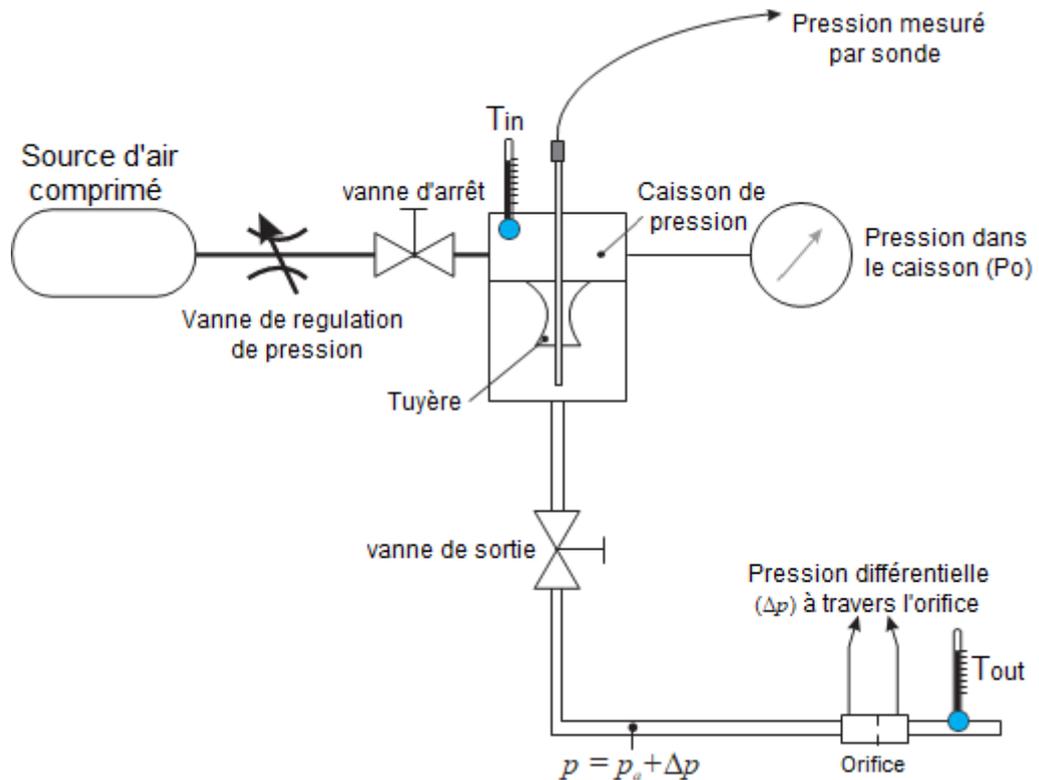


Figure (4-2) : Schéma de principe de fonctionnement de l'AF27 [11]



Figure (4-3) : Le matériel et le logiciel VDAS [11]

Chapitre 04 : Expérience et résultats

La tuyère fournie avec l'appareil est d'un angle de divergence de 12.7° et d'une forme conique similaire à celle du moteur dans la section (3.2.c) du chapitre précédent. Voir la figure (4-4).

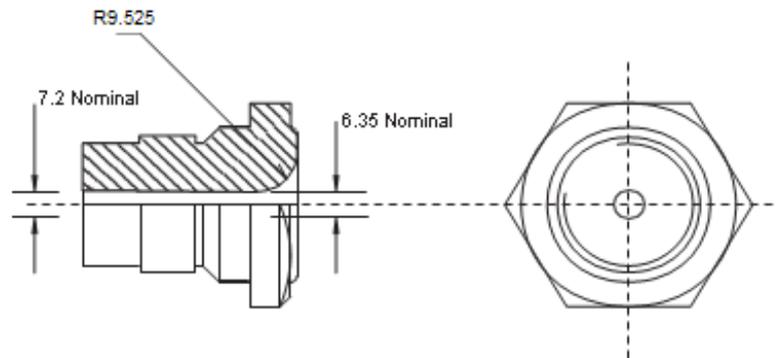


Figure (4-4) : Tuyère convergente-divergente fournie avec l'AF27 [11]



(a)



(b)

Figure (4-5) : (a) Montage de la sonde dans le caisson de pression, (b) Compresseur d'air « RENNER Kompressoren » fourni avec l'AF-27

Chapitre 04 : Expérience et résultats

4.2.3 Procédé de l'expérience

Notre expérience est focalisée sur le suivi de la variation de pression P_1 (distribution de la pression) le long de l'axe de la tuyère. Pour but d'analyser la topologie de l'écoulement dans une tuyère convergent-divergent selon le rapport de pression P_1/P_0 .

Le procédé de l'expérience se déroule ainsi :

- 1) Reportez-vous aux instructions de la section "Installation typique" du manuel d'utilisation et installez la tuyère convergente-divergente.
- 2) Initialiser une page vierge dans Le logiciel VDAS et sélectionner les paramètres à enregistrer, le logiciel créera automatiquement un tableau de résultats pour vous.
- 3) Notez la pression et la température ambiantes.
- 4) Réglez la sonde complètement vers le bas pour mesurer la pression aval.
- 5) Ouvrir la vanne aval pour obtenir une pression aval de 4,4 bar (manomètre) avec une pression amont de 5 bar (manomètre), en ajustant le régulateur amont si nécessaire. On obtient ainsi un rapport de pression absolue global de $5,4/6 = 0,9$.
- 6) Laissez la vanne aval exactement comme vous l'avez réglée.
- 7) Remonter la sonde jusqu'à la position 0 et réinitialiser son affichage à zéro.
- 8) Tout en maintenant la pression amont à un niveau constant de 5 bar (jauge) ± 0.1 bar, ajustez la sonde vers le bas à travers la tuyère par intervalles de 2 mm (± 0.1 mm), en enregistrant la pression à chaque fois.
- 9) Lorsque la sonde passe à travers la tuyère dans la zone aval, vérifiez une nouvelle fois que la pression aval est restée celle que vous aviez initialement réglée.
- 10) Répétez l'expérience avec les pressions en aval de 4,1 bar, 2,9 bar, 2 bar et 0,5 bar (jauge) $\pm 0,05$ bar. Cela donne des rapports de pression absolue globale d'environ 0,85, 0,65, 0,5 et 0,25. Cela donne des courbes qui devraient se terminer au-dessus et au-dessous du rapport critique global de 0,528.

Chapitre 04 : Expérience et résultats

Rapport de pression p_1 / p_0	Nombre de Mach local M
0	∞
0.02	3.207
0.04	2.746
0.06	2.484
0.08	2.299
0.10	2.157
0.12	2.040
0.14	1.941
0.16	1.854
0.18	1.777
0.20	1.708
0.22	1.645
0.24	1.586
0.26	1.532
0.28	1.480
0.30	1.432
0.32	1.387
0.34	1.343
0.36	1.301
0.38	1.261
0.40	1.223
0.42	1.185
0.44	1.149
0.46	1.114
0.48	1.080
0.50	1.046
0.52	1.013
0.528	1
0.54	0.9810
0.56	0.9491
0.58	0.9176
0.60	0.8863
0.62	0.8554
0.64	0.8246
0.66	0.7938
0.68	0.7631
0.70	0.7323
0.72	0.7014
0.74	0.6702
0.76	0.6386
0.78	0.6065
0.80	0.5737
0.82	0.5400
0.84	0.5053
0.86	0.4692
0.88	0.4312
0.90	0.3909
0.92	0.3471
0.94	0.2986
0.96	0.2421
0.98	0.1701
1.00	0.000

Tableau (4-1) : Détente isentropique pour un gaz idéal (air)

Chapitre 04 : Expérience et résultats

4.2.4 Résultats

Après avoir effectué les cinq essais sur différentes pressions génératrices, nous avons extraits les données utiles à notre expérience depuis le logiciel VDAS vers Excel pour tracer les graphiques de **Rapport de pression P_1/P_0** en fonction de la **position de la sonde** pour chaque essai, noter :

- **Cas 01** : Pression génératrice 4.4 bar.
- **Cas 02** : Pression génératrice 4.1 bar.
- **Cas 03** : Pression génératrice 2.9 bar.
- **Cas 04** : Pression génératrice 2 bar.
- **Cas 05** : pression génératrice 0.5 bar.

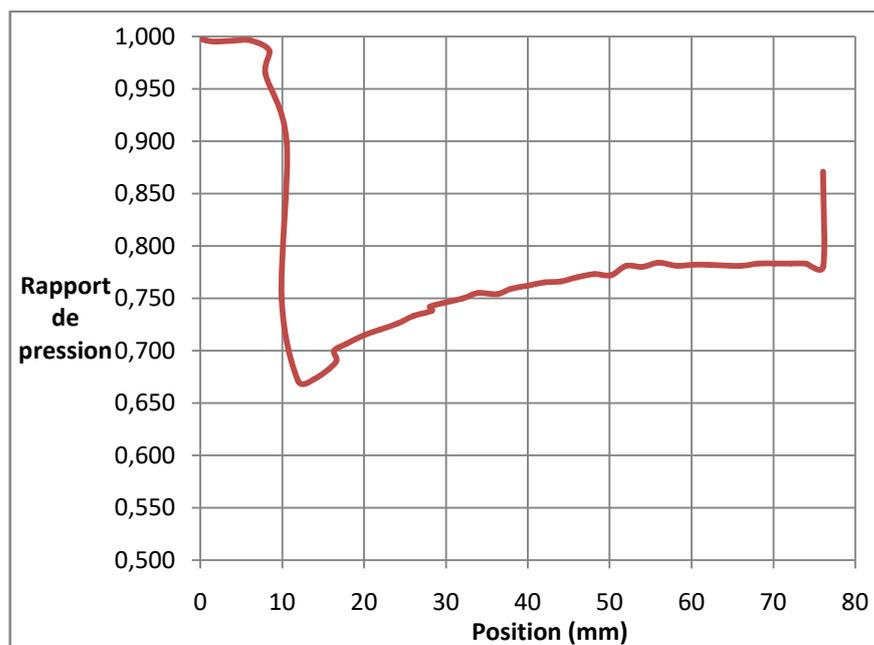


Figure (4-6) : Cas 01 - Rapport de pression en fonction de la position de la sonde

Chapitre 04 : Expérience et résultats

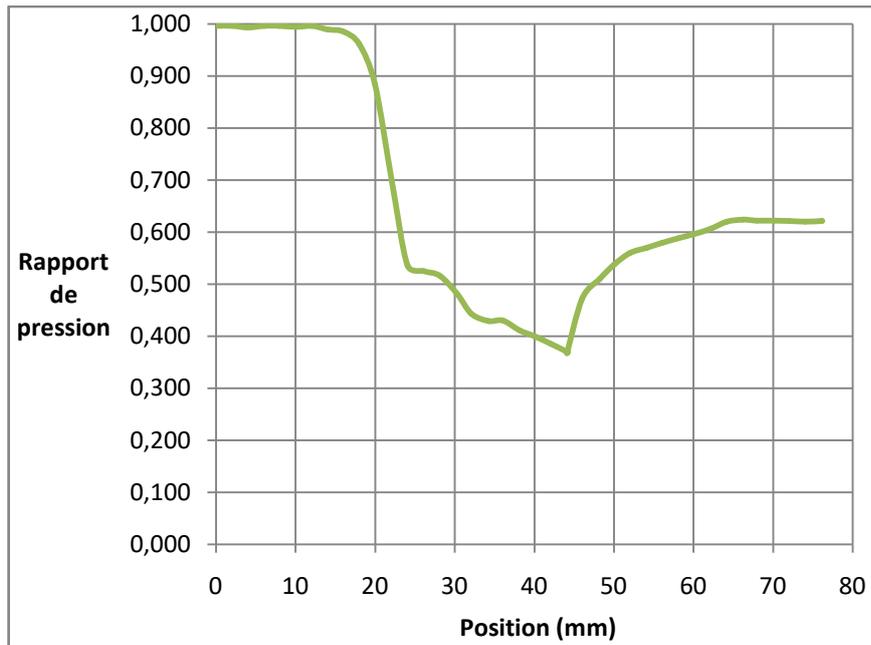


Figure (4-7) : Cas 02 - Rapport de pression en fonction de la position de la sonde

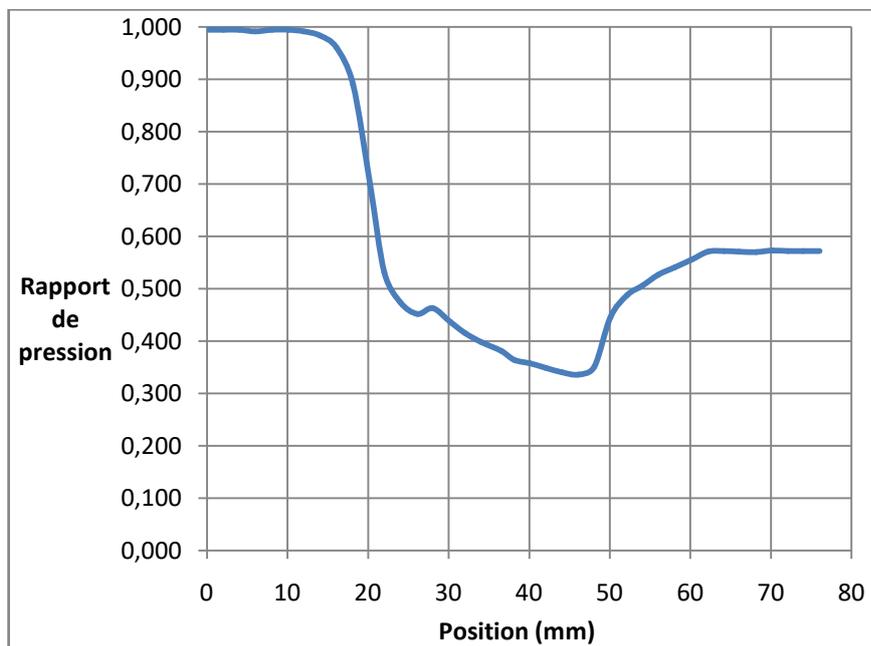


Figure (4-8) : Cas 03 - Rapport de pression en fonction de la position de la sonde

Dans le **cas 01**, Le rapport de pression chute rapidement, c'est une détente rapide et la vitesse de l'écoulement augmente mais n'atteint pas la vitesse sonique car le rapport de pression n'atteint pas sa valeur critique ($P1/P0=0.528$), La pression augmente de nouveau en freinant

Chapitre 04 : Expérience et résultats

l'écoulement suivant un décollement libre étendu jusqu'au col de la tuyère, c'est une tuyère non-amorcée.

Dans le **cas 02**, Le rapport de pression diminue suivant une détente graduelle, ainsi la vitesse de l'écoulement augmente en atteignant la vitesse sonique au col et s'accélère encore jusqu'à un mach de **M=1.3** au milieu du divergent de la tuyère, La pression augmente de nouveau et l'écoulement est freiné suivant un décollement étendu jusqu'à ce point, c'est une tuyère sur-détendu.

Dans le **cas 03**, Le rapport de pression diminue suivant une détente graduelle, ainsi la vitesse de l'écoulement augmente en atteignant la vitesse sonique au col et s'accélère encore jusqu'à un mach de **M=1.34**, La pression augmente de nouveau et l'écoulement est freiné suivant un décollement naissant jusqu'au milieu de la partie divergente de la tuyère, c'est une tuyère sur-détendu.

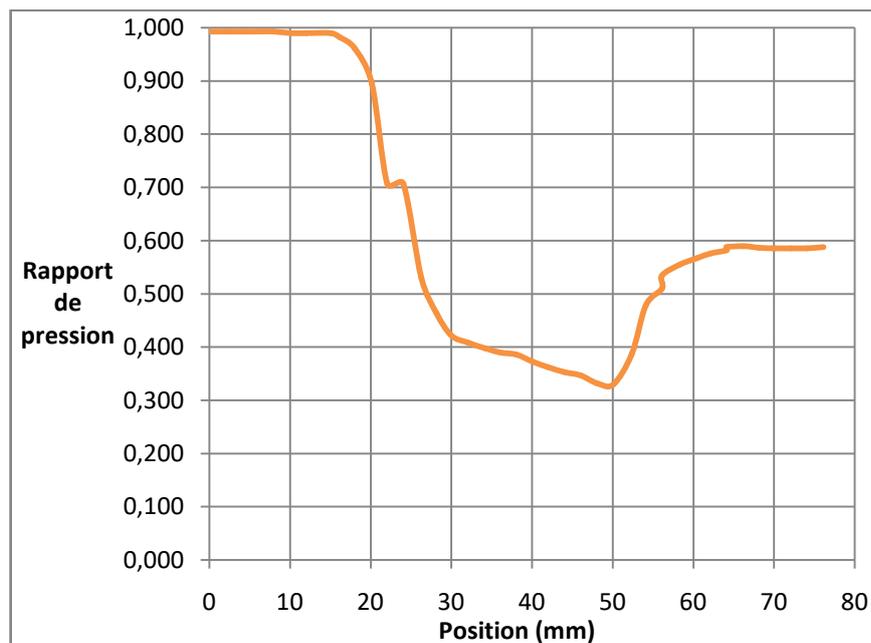


Figure (4-9) : Cas 04 – Rapport de pression en fonction de la position de la sonde

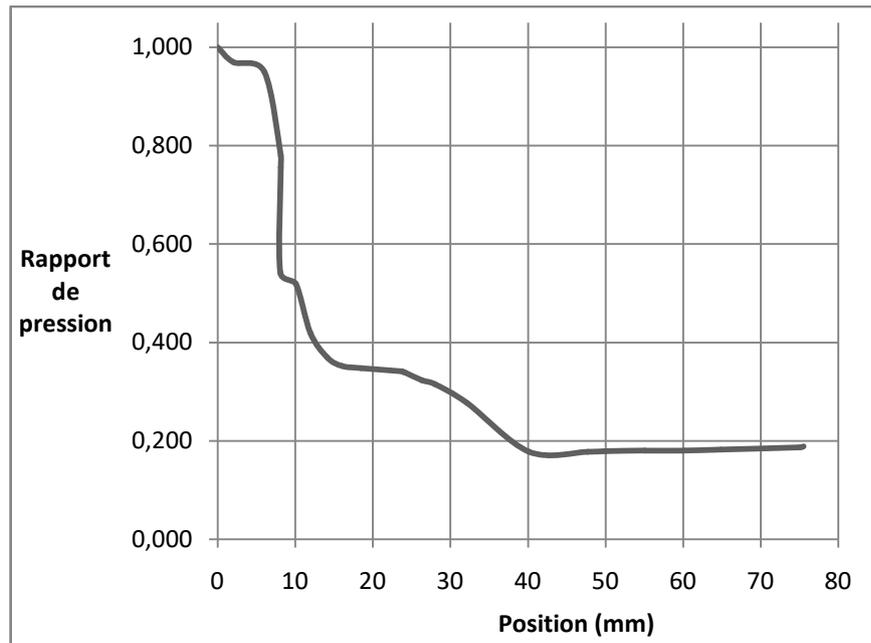


Figure (4-10) : Cas 05 – Rapport de pression en fonction de la position de la sonde

Dans le **cas 04**, Le rapport de pression diminue suivant une détente graduelle, ainsi la vitesse de l'écoulement augmente en atteignant la vitesse sonique au col et s'accélère encore jusqu'à un mach de $M=1.38$, La pression augmente de nouveau et l'écoulement est freiné suivant un décollement naissant au niveau de la lèvre de la tuyère, c'est une tuyère sur-détendu.

Dans le **cas 05**, La détente du gaz est complètement accomplie sans décollement, cela veut dire que c'est une tuyère adaptée.

Chapitre 04 : Expérience et résultats

4.3 Essai du moteur

L'essai du moteur s'est fait sur le banc d'essai décrit dans le chapitre 3, Après déclenchement du moteur et mesures de la force de poussée en temps réel, Nous avons obtenus le résultat suivant :

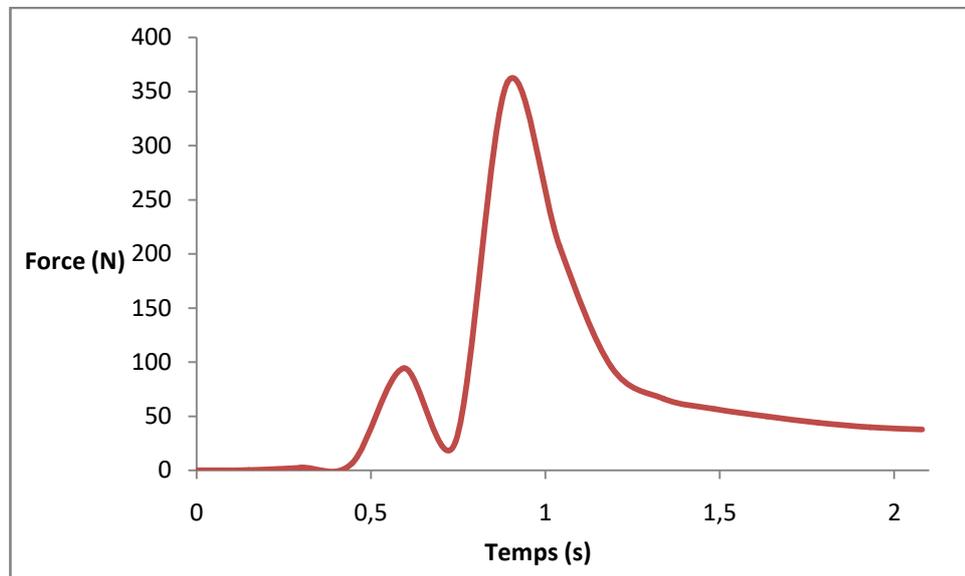


Figure (4-11) : Evolution expérimental de la poussée du moteur

Le pique de force (F_{\max}) atteint les 358 N, Ce qui est très petit par rapport à l poussée prédite, Cela est du à la perte de position des capteurs de force lors du démarrage du moteur car leurs support s'est abimé.

Voici quelques séquences de l'allure de la flamme prises par appareil photo :

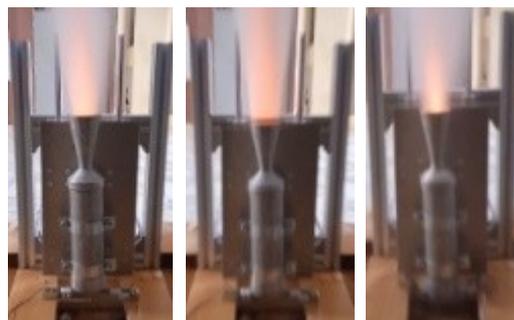


Figure (4-12) : Séquences de démarrage du moteur

4.4 Conclusion

En variant la pression génératrice d'une tuyère, Nous avons obtenus des résultats selon différents cas de figure, l'écoulement est en régime subsonique pour le premier cas, Et a atteint un

Chapitre 04 : Expérience et résultats

régime supersonique avec décollement libre dans les cas 02 ,03 et 04, et pour le cinquième essai l'écoulement est supersonique sans décollement se qui qualifie une tuyère adaptée.

Le décollement libre crée des efforts latéraux, un non-équilibre à travers la paroi ce qui provoque une vibration qui peut aller jusqu'à la résonance, Provoquant l'explosion sur la rampe de décollages des fois pendant les premiers kilomètres d'ascension du moteur.

L'essai de démarrage du moteur fusée s'est montré fructueux et a donné des résultats acceptable et même une allure de flamme de tuyère quasi-adaptée.

L'impulsion spécifique sera reportée ultérieurement pour la même configuration avec une fixation de capteurs plus robuste.

Conclusion générale

A l'issue de ce projet de conception nous avons pu maitre en évidence nos connaissances théoriques et pratiques dans le domaine de la propulsion spatiale.

Nous avons pu faire la conception d'un banc d'essai afin de mesurer les performances d'un moteur fusée pour une certaine classe.

Après familiarisation avec les éléments constituant le moteur, L'étude a mené à définir la géométrie de grain nécessaire pour un moteur de class « J ».

Afin d'obtenir une impulsion ciblée, Une tuyère est nécessaire pour accélérer les gaz d'échappements.

Les résultats expérimentaux sur une tuyère quasi-similaire dans un banc d'essai à écoulement continu nous à permis de comprendre le comportement des gaz écoulés ainsi que l'adaptation de la pression de sortie par rapport à celle du milieu extérieur.

L'outil CAO pré-requis à permis de faire le concept et d'élaborer les plans de réalisation et la modélisation et nous a permis de découvrir de nouvelles méthodes et des techniques de construction mécanique et d'assemblage, Expérience qui a été menée au niveau de l'ERMA dans le cadre d'un stage.

L'élaboration du grain est une étape délicate qu'il faudrait mener avec prudence est une assistance expertise pour ne pas occasionner des dégâts majeurs et corporelles, Car il s'agit de produits pyrotechniques.

Perspectives

Les résultats de ce modeste travail constituent les bases d'un travail à poursuivre et à améliorer pour une étude beaucoup plus approfondie. Les travaux menés dans cette thèse peuvent être poursuivis dans différentes directions. Nous devons étudier plus avant les deux points principaux traités dans ce travail :

Premièrement il est suggéré de faire une étude approfondie du propergol utilisé pour notre projet avec l'ajout d'additifs énergétiques pour l'obtention de paramètres thermo-physiques plus intéressants ainsi faire les tests et rapporter les résultats pour un moteur de la même classe « J ».

Le deuxième point est de faire l'objet d'une étude d'une tuyère de type MLN « Minimum Length Nozzle » liée à un moteur de la même classe qui utilise le même propergol afin de comparer les résultats avec ceux du moteur doté d'une tuyère conique (simple).

Bibliographie

1. Benson, Tom. Brief History of Rockets. 2021.
2. George P.Sutton, Oscar Biblarz. Rocket Propulsion Elements. 2017.
3. Mishra, D.P. Fundamentals of rocket propulsion. 2017.
4. Long, Eric. Model, Tsiolkovsky Space Craft. 2008.
5. Dan M. Goebel, Ira Katz. Fundamentals of electric propulsion : ion and hall thrusters. 2008.
6. A. Davenas. Solid rocket propulsion technology. 1992.
7. Ushakov, George. What are the disadvantages of using solid propellant? 2018.
8. NASA. Solid propellant grain design and internal ballistics. 1972.
9. Nakka, Richard. Solid Rocket Motor Theory. 2007.
10. bel air, lycée. Présentation du logiciel solidworks. 2019.
11. TecQuipment. AF27 nozzle flow apparatus. 2016.
12. Jr, William J. Emrich. Principles of Nuclear Rocket Propulsion. 2016.
13. Dr.W.HMAIDIA. Conception à haute temperature des tuyères supersoniques type annulaire. 2020.
14. BIBLARZ, ROBERT D. ZUCKER & OSCAR. Fundamentals of gas dynamics. 2002.
15. Carscallen, Patrick H. Oosthuizen & William E. Introduction to compressible fluid flow. 2008.
16. Corey Hillegass, Anthony Smith, Joshua Meyers. Rocket Motor Nozzle. 2020.
17. G.Vidya sagar, Ujjwal Grover, S.A. Hasim. Design, Modeling, Fabrication And Testing Of Hybrid Rocket Engine And Evaluation Of Burning Rate For Different Solid Fuels. 2016.
18. Jr., John D.Anderson. Hypersonic And High Temperature Gas Dynamics . 2006.
19. Loh, W. H. T. Jet, Rocket, Nuclear, Ion and Electric Propulsion: Theory and Design. 1968.
20. Shekhar, Himanshu. Design of Funnel Port Tubular Propellant Grain for Neutral Burning Profile in Rockets. 2009.
21. Valery Zapryagaev, Nikolay Kiselev and Dmitry Gubanov. Shock-Wave Structure of Supersonic Jet Flows. 2018.
22. S. Candel, Mécanique des fluides. Dunod. 1995.