

Faculty of Sciences and Technology
Department of Mechanical Engineering

كلية العلوم والتكنولوجيا
قسم الهندسة الميكانيكية

N° d'ordre : M...../GM/2026

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

Filière : Génie Mécanique
Spécialité : Energétique

Thème

Étude de conception générale d'un modèle de fusée et analyse théorique de ses performances énergétiques aérodynamiques

Présenté par :

- Chachoua Mohamed Ibrahim Elkhilil
- Bousmat Amira

Soutenu le 29 / 06 / 2026 devant le jury composé de :

Président	Pr RETIEL Nouredine	Université de Mostaganem UMAB
Examineur	Dr KHALDI Abdelaziz	Université de Mostaganem UMAB
Encadreur	Dr GUERMAT Abdelkader	Université de Mostaganem UMAB

RESUME :

Ce mémoire traite de la conception et de la simulation numérique d'un modèle de fusée à l'aide des logiciels SolidWorks et OpenRocket. L'objectif est de développer, numériquement, un modèle de mini-fusée expérimentale et de tester ses caractéristiques aérodynamiques à l'aide de plusieurs simulations numériques.

On a étudié principalement la poussée, la vitesse, l'altitude, la traînée, le nombre de Reynolds, la stabilité et l'influence du nombre de Mach. Les résultats ont montré que la simulation numérique permet d'optimiser la conception de la fusée et d'améliorer ses performances avant sa fabrication.

Mots-clés : Fusée, OpenRocket, SolidWorks, Simulation numérique, Aérodynamique, Nombre de Mach.

ABSTRACT :

This dissertation presents the design and numerical simulation of a model rocket in SolidWorks and OpenRocket. The purpose is to design a stable rocket model and examine its aerodynamic characteristics through numerical simulations.

The study analyses the main flight parameters such as thrust, velocity, altitude, drag, stability and the effect of the Mach number. The results show that numerical simulation is an effective method for improving rocket design and optimising its performance before its manufacture.

Keywords: Rocket, OpenRocket, SolidWorks, Numerical simulation, Aerodynamics, Mach number.

ملخص

يتناول هذا البحث تصميم ومحاكاة نموذج لصاروخ باستخدام برنامجي SolidWorks و OpenRocket، بهدف تصميم نموذج مستقر ودراسة أدائه الإيروديناميكي من خلال المحاكاة العددية.

تم تحليل أهم معلمات الطيران، مثل قوة الدفع، والسرعة، والارتفاع، والاستقرار، وقوة السحب، بالإضافة إلى دراسة تأثير عدد ماخ على أداء الصاروخ. وقد أظهرت النتائج أن المحاكاة العددية تسهم في تحسين تصميم الصاروخ ورفع كفاءته قبل مرحلة التصنيع.

الكلمات المفتاحية: الصاروخ، OpenRocket، SolidWorks، المحاكاة العددية، الديناميكا الهوائية، عدد ماخ.

Sommaire

Introduction générale.....	9
Chapitre I :.....	11
Généralités sur les moteurs fusées	11
I.1 Introduction :.....	12
I.2 Définition du moteur à réaction :.....	12
• Différents types :.....	13
I.3 Définition d'un moteur fusée :	14
I.4 Historique des moteurs-fusées :	14
I.5 Principe de fonctionnement :.....	15
• Injection :	16
• Combustion :.....	16
• Expansion des gaz :	16
• Accélération dans la tuyère :	16
• Éjection des gaz :	16
I.6 Composants d'un moteur-fusée :	17
I.7 Importance de la tuyère :.....	17
I.8 Phases de vol	17
I.9 Types de moteurs fusée	18
• Moteurs à propergol solide :.....	18
• Moteurs à propergol liquide :.....	19
• Moteurs hybrides :	20
I.10 Modèles de fusée et leur classification.....	21
I.11 Technologie de fonctionnement générale d'une fusée :	22
• Système de propulsion :	22
• Carburant et réservoirs :	22
• Structure de la fusée :	22
• Système de guidage et de contrôle :	22
• Étages de la fusée :.....	22
• Charge utile :	23
• Système d'orientation (contrôle d'attitude):.....	23
• Système de guidage:	23
• Système de télécommunication:	23
I.12 Comparaison avec d'autres moteurs :	23
I.13 Importance et domaines d'utilisation :	23
I.14 Avantages et inconvénients :	24

<i>Analyse comparative globale :</i>	24
Conclusion :	24
Chapitre II :	Analyse des performances énergétiques des moteurs-fusées
	25
II.1 Introduction :	26
II.2 Principe d'action et de réaction :	26
• Application à un moteur-fusée :	26
II.2 Modélisation d'un moteur-fusée :	26
II.3 Performances techniques et énergétiques des moteurs-fusées :	27
• Poussée :	27
• Coefficient de Poussée :	28
• Vitesse typique :	28
• Vitesse d'éjection des gaz :	29
• Impulsion spécifique :	29
• Relation avec la vitesse d'éjection :	30
• Impulsion totale :	30
• Équation de Tsiolkovski :	30
II.4 Rendements du moteur-fusée :	31
II.5 Nombre de Mach dans les moteurs à fusée :	33
II.6 Marge de stabilité	33
II.7 Revue bibliographique :	34
II.8 Conclusion :	36
Chapitre III :	37
Application sur un modèle de fusée expérimental simple	37
III.1 Introduction :	38
III.2 Méthodologie de l'étude :	39
• Objectifs de l'étude	39
• Hypothèses de simplification :	39
III.3 Présentation de la fusée étudiée :	40
• Modélisation de la fusée sous SolidWorks :	40
• Modélisation de la fusée sous openrocket :	43
III.4 Simulation sous openrocket :	46
III.5 Etude de l'influence de quelques paramètres :	57
III.6 Conclusion :	58
Conclusion générale	58

Liste des figures

Chapitre I :

Figure I.1 : Turboréacteur travaillant par le principe d'action-réaction.	12
Figure I.2 : Illustration montrant la coupe du lanceur Ariane 6 - Illustration Arianespace	14
Figure I.3 : Photo d'illustration : décollage de Hollande	15
Figure I.4 : Implantation d'un moteur-fusée dans un V2	16
Figure I.5 : Schéma du RL-10 à divergent extensible.	17
Figure I.6 : Schéma simplifié d'un moteur à ergols solide.	19
Figure I.7 : Schéma d'un moteur au propergol liquide	19
Figure I.8 : Schéma d'un moteur-fusée hybride.	20

Chapitre II :

Figure II.1 : Schéma global de modélisation d'un moteur-fusée	27
Figure II.2 : la marge de stabilité d'une fusée.	33

Chapitre III :

Figure III.1 : Modélisation du nose cone sous SolidWorks	41
Figure III.2 : Modélisation du body tube sous SolidWorks	42
Figure III.3 : Modélisation des ailettes sous SolidWorks	42
Figure III.4 : Modélisation d'une fusée 3D sous SolidWorks	43
Figure III.5 : Modélisation d'une fusée 3D sous OpenRocket	43
Figure III.6 : Nose cone configuration	44
Figure III.7 : Body tube configuration	44
Figure III.8 : Ailerons configuration	45
Figure III.9 : Cordon amortisseur configuration	45
Figure III.10 : Parachute configuration	46
Figure III.11 : Moteur de fusée	46
Figure III.12 : Graphe de portance du moteur	47
Figure III.13 : Graphe de la poussée à $M=0.381$	47
Figure III.14 : Graphe du coefficient de traînée à $M=0.381$	48
Figure III.15 : Graphe du nombre de Reynolds à $M=0.381$	48
Figure III.16 : Graphe de la vitesse du son à $M=0.381$	49
Figure III.17 : Graphe d'accélération totale à $M=0.381$	49
Figure III.18 : Graphe d'altitude à $M=0.381$	50
Figure III.19 : Graphe de portance du moteur	50

Figure III.20 : Graphe de la poussée à $M=0.526$	51
Figure III.21 : Graphe de la vitesse du son à $M=0.526$	51
Figure III.22 : Graphe du nombre de Reynolds à $M=0.526$	52
Figure III.23 : Graphe d'accélération totale à $M=0.526$	52
Figure III.24 : Graphe du coefficient de traînée à $M=0.526$	53
Figure III.25 : Graphe d'altitude à $M=0.526$	53
Figure III.26 : Graphe de portance du moteur	54
Figure III.27 : Graphe de la poussée à $M=0.931$	54
Figure III.28 : Graphe du coefficient de traînée à $M=0.931$	55
Figure III.29 : Graphe du nombre de Reynolds à $M=0.931$	55
Figure III.30 : Graphe de la vitesse du son à $M=0.931$	56
Figure III.31 : Graphe d'accélération totale à $M=0.931$	56
Figure III.32 : Graphe d'altitude à $M=0.931$	57

Liste des tableaux

Tableau I.1 : Comparatif des moteurs à propergol solide, liquide et hybride	20
Tableau I.2 : Différence entre les catégories de moteurs	23
Tableau III.1 : Récapitulatif des paramètres énergétiques et des performances de vol	58

Liste des équations

Équation II.1 : Principe d'action-réaction.....	26
Équation II.2 : Expression simplifiée de la poussée.....	26
Équation II.3 : Équation générale de la poussée.....	27
Équation II.4 : Coefficient de poussée.....	27
Équation II.5 : Vitesse caractéristique.....	28
Équation II.6 : Vitesse d'éjection des gaz.....	28
Équation II.7 : Impulsion spécifique.....	29
Équation II.8 : Relation entre l'impulsion spécifique et la vitesse d'éjection.....	29
Équation II.9 : Impulsion totale.....	30
Équation II.10 : Équation de Tsiolkovski.....	30
Équation II.11 : Rendement de combustion.....	31
Équation II.12 : Rendement de la tuyère.....	31
Équation II.13 : Rendement thermique.....	32
Équation II.14 : Rendement de propulsion.....	32
Équation II.15 : Rendement global du moteur.....	33
Équation II.16 : Nombre de Mach.....	34
Équation II.17 : Marge de stabilité.....	34

Nomenclature :

Symbole	Désignation	Unité
A_e	Air de la section de sortie de la tuyère	m^2
A_t	Air de la section du col de la tuyère	m^2
a	Vitesse locale du son	m/s
C^*	Vitesse caractéristique (efficacité de la combustion)	m/s
C_d	Coefficient de traînée	Sans dimension
C_f	Coefficient de poussée	Sans dimension
CG	Position du centre de gravité	m (ou calibres)
CP	Position du centre de pression	m (ou calibres)
D	Diamètre du corps de la fusée	m
F	Poussée du moteur	Newton (N)
g_0	Accélération standard de la pesanteur	m/s^2
I_{sp}	Impulsion spécifique	Second (s)
I_{totale}	Impulsion totale	N.s
L	Longueur (du nez, du corps, etc.)	m
$\dot{m}$	Débit massique des gaz éjectés	Kg/s
m_0	Masse initiale de la fusée (avec propergol)	Kg
m_f	Masse finale de la fusée (sans propergol)	Kg
Ma	Nombre de mach (rapport V/a)	Sans dimension
M	Masse molaire des gaz	Kg/mol
Pa	Pression atmosphérique ambiante	Pascal (Pa)
P_c	Pression totale dans la chambre de combustion	Pascal (Pa)
P_e	Pression statique à la section de sortie (ejection)	Pascal (Pa)
R	Constante universelle des gaz parfaits	J/(mol.k)
Re	Nombre de Reynolds	Sans dimension
t_b	Durée de combustion	Second (s)
T_c	Température totale dans la chambre de combustion	Kelvin (k)
U	Vitesse de la fusée	m/s
V_e	Vitesse d'éjection des gaz	m/s

Lettres Grecques et symboles mathématiques :

Symbole	Désignation	unité
ΔV	Variation de vitesse de la fusée	m/s
γ	Rapport des capacités thermiques	Sans dimension
η_c	Rendement de combustion	Sans dimension
η_n	Rendement de tuyère	Sans dimension
η_{prop}	Rendement de propulsion	Sans dimension
η_{th}	Rendement thermique	Sans dimension

Introduction générale :

L'industrie aérospatiale se développe rapidement grâce aux progrès réalisés dans les domaines de l'aérodynamique, des matériaux composites, de la propulsion et des technologies de simulation numérique. Les fusées sont essentielles pour les missions scientifiques, les télécommunications, l'observation de la Terre, la météorologie et l'exploration spatiale. La conception d'une fusée performante exige une étude approfondie des paramètres géométriques, aérodynamiques et mécaniques pour garantir un vol stable, sûr et efficace [1] ;[2].

Les outils de conception assistée par ordinateur (CAO) ainsi que les logiciels de simulation se sont développés et ont grandement facilité les différentes étapes de conception des aéronefs. Ces outils permettent de réduire les coûts de développement, d'éviter les essais expérimentaux et d'améliorer les performances du système avant sa réalisation. SolidWorks est l'un des logiciels les plus utilisés pour la modélisation 3D des structures, tandis qu'OpenRocket permet d'évaluer les performances d'un modèle de fusée en simulant son comportement en vol dans différentes conditions de fonctionnement [9] ;[10].

L'étude des performances d'une fusée repose sur plusieurs critères, notamment la poussée du moteur, la vitesse, l'altitude maximale atteinte, la stabilité, la traînée aérodynamique et le comportement en régime subsonique, transsonique et supersonique. Le nombre de Mach, qui permet de caractériser le régime d'écoulement de l'air autour de la fusée, est un des paramètres qui influencent fortement ces performances. Il est indispensable d'analyser son influence pour comprendre le comportement aérodynamique du véhicule et en optimiser la conception [2] ;[1].

Pour ce mémoire, un modèle de mini-fusée expérimentale a été conçu avec le logiciel SolidWorks en définissant les principaux éléments constitutifs, à savoir le nez, le corps, les ailettes et le système de récupération. Le modèle est ensuite importé dans OpenRocket pour y effectuer des simulations numériques et évaluer ses performances dans différentes conditions de vol, notamment pour plusieurs nombres de Mach caractéristiques des régimes subsonique, supersonique et hypersonique. Les résultats obtenus permettent d'étudier l'évolution des paramètres aérodynamiques et énergétiques ainsi que l'influence des choix de conception sur les performances globales de la fusée.

Ce mémoire est divisé en trois chapitres. Le premier expose les fondements théoriques des fusées, leurs types et leurs caractéristiques. Le second décrit dans un volet les principes

physiques de la propulsion et de l'aérodynamique des fusées ainsi que leurs propriétés et performances énergétiques, et dans un autre volet la méthodologie de conception, la modélisation du modèle dans SolidWorks et la présentation du logiciel OpenRocket. Le troisième chapitre traite enfin des simulations numériques d'un exemple de mini-fusée expérimentale, de l'analyse des résultats obtenus et de la discussion de l'influence des principaux paramètres sur les performances du modèle de fusée choisie.

Chapitre I :

Généralités sur les moteurs fusées

I.1 Introduction :

Ce sont les gaz expulsés très vite qui font avancer la fusée (principe d'action et de réaction). Grâce à cela, elle se déplace même là où il n'y a pas d'air. Sans ce principe, rien ne pourrait quitter l'atmosphère terrestre. Ce mécanisme est fondamental pour explorer l'espace ou mener des études précises en conditions extrêmes [1].

Observer un moteur-fusée commence souvent par détailler comment il produit sa poussée. Plutôt que de se limiter à une seule catégorie, on examine plusieurs modèles aux conceptions variées. Chaque version affiche des traits spécifiques qui influencent son efficacité globale. Grâce à ces précisions, la manière dont ils propulsent les engins spatiaux devient plus claire. Ce savoir rend possible une lecture fine de leur place actuelle dans l'aviation avancée.

Ici, on aborde les idées de base sur les moteur-fusée. Ceux-ci reposent sur une idée simple : expulser des gaz pour avancer. Plutôt que de brûler du carburant dans l'air, ils emportent tout avec eux. Selon la conception, certains utilisent des produits solides, d'autres liquides. Chaque version sert à un usage bien précis. L'un part dans l'espace profond, l'autre reste en orbite basse. Le choix dépend surtout de la mission visée. On croise ces systèmes aussi bien dans les satellites que lors des vols habités.

I.2 Définition du moteur à réaction :

Un moteur à réaction est un moteur qui propulse un véhicule en créant une force de réaction par l'éjection d'un fluide à haute vitesse.

Un moteur à réaction est un système de propulsion qui produit une force de poussée en expulsant un fluide, généralement des gaz, à grande vitesse. Ce principe découle de la troisième loi de Newton (principe d'action-réaction) : l'éjection de masse vers l'arrière (action) crée une force opposée s'appliquant au véhicule (réaction). Grâce à cette mécanique, le véhicule peut se déplacer sans support extérieur, la quantité de mouvement étant conservée dans le système.

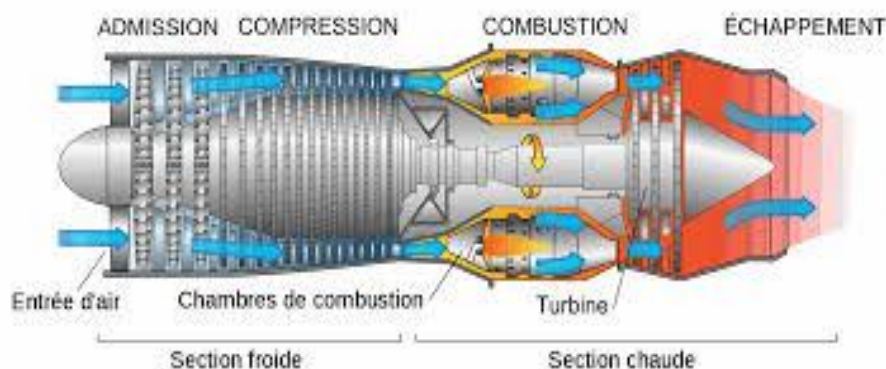


Figure I.1 : Turboréacteur travaillant par le principe d'action-réaction.

- **Différents types :**

Les moteurs à réaction aérobies (utilisant l'oxygène atmosphérique comme comburant) sont classés en trois grandes familles suivant leur mode de fonctionnement et leur architecture :

- Les turboréacteurs (Turbojet) : Ce sont des moteurs à réaction qui aspirent l'air ambiant, le compriment au moyen d'un compresseur puis le mélangent avec du carburant dans une chambre de combustion. Les gaz détendus entraînent une turbine qui entraîne le compresseur puis sont éjectés pour créer la poussée. D'autres variantes existent pour ce type et que sont :
 - Le turbofan (double flux) : Une partie de l'air aspiré contourne le cœur du moteur (flux secondaire), ce qui augmente le rendement propulsif et diminue le bruit. C'est le standard de l'aviation civile moderne.
 - Le turbopropulseur (Turboprop) : La turbine actionne une hélice à travers un réducteur. Ce système a été conçu pour des vitesses subsoniques modérées.
- Les statoréacteurs (Ramjet) : Sans compresseur rotatif, ils utilisent la vitesse de l'aéronef pour comprimer l'air qui entre. Ils fonctionnent de façon à nécessiter une vitesse initiale élevée (supersonique).
- Les moteurs-fusées (Rocket engine) : leur principe de fonctionnement n'utilise pas des éléments mobiles (pas besoin de compresseur ni de turbine) et ils ne nécessitent pas une vitesse initiale élevée pour fonctionner (ils peuvent démarrer à vitesse nulle). De plus leur comburant et carburant sont transportés avec le moteur (pour les autres moteurs, seule le carburant est transporté avec le moteur).

- **Caractéristiques :**

1. Poussée : Force produite pour propulser le véhicule.
2. Rendement énergétique : L'énergie chimique ne se transforme jamais complètement en énergie cinétique ; une partie se perd sous forme de chaleur et de frottements.
3. Consommation spécifique : C'est le rapport entre le débit de carburant consommé et la poussée produite.
4. Vitesse des gaz d'échappement : facteur décisif pour l'efficacité de la poussée.
5. Température de combustion : C'est un paramètre critique qui limite la durée de vie des matériaux.
6. Dépendance au milieu : les turbo et stato-réacteurs ont besoin de l'oxygène de l'atmosphère ; les moteurs-fusées n'ont pas besoin.

I.3 Définition d'un moteur fusée :

Un moteur-fusée est un moteur qui propulse les véhicules dans l'espace. Il diffère des moteurs à réaction classiques en emportant à la fois son carburant et son comburant (oxydant). Il ne nécessite donc pas d'air ambiant pour fonctionner, ce qui le rend parfaitement opérationnel dans le vide spatial [7].

Le principe consiste à convertir, lors de la combustion, l'énergie chimique du propergol (carburant spécifique pour les moteurs-fusées) en énergie thermique. Cette réaction produit des gaz à très haute pression et température, qui sont ensuite accélérés et éjectés à travers une tuyère pour produire la poussée [5].



Figure I.2 : Illustration montrant la coupe du lanceur Ariane 6 - Illustration Arianespace

I.4 Historique des moteurs-fusées :

La propulsion par réaction trouve ses origines dans la Chine ancienne (vers l'an 1200) où la poudre noire était utilisée pour des engins pyrotechniques et militaires rudimentaires.

C'est au début du XXe siècle que Konstantin Tsiolkovski a théorisé scientifiquement le vol spatial et donné l'équation fondamentale de la propulsion. En 1926, Robert Goddard fit voler pour la première fois une fusée à carburant liquide.

Pendant la Seconde Guerre mondiale, la création du missile V-2 par Wernher von Braun a constitué une avancée technologique majeure. L'ère spatiale commença en 1957 avec le lancement de Spoutnik 1. Aujourd'hui, le secteur est en pleine révolution avec l'arrivée des lanceurs partiellement et totalement réutilisables, afin de réduire drastiquement le coût d'accès à l'espace.



Figure I.3 : Photo d'illustration : décollage de Hollande

I.5 Principe de fonctionnement :

Le principe de base de la dynamique (conservation de la quantité de mouvement) régit le fonctionnement d'un moteur-fusée. L'éjection à grande vitesse des gaz de combustion vers l'arrière crée une force de réaction qui s'applique au véhicule et lui permet d'accélérer [6].

Ce processus se fait en plusieurs étapes successives :

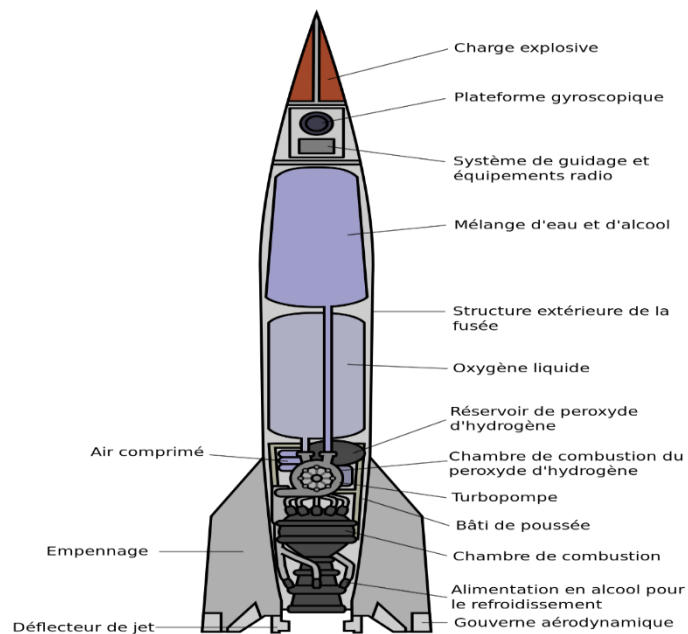


Figure I.4 : Implantation d'un moteur-fusée dans un V2

Le fonctionnement d'un moteur-fusée se déroule en plusieurs étapes successives :

- **Injection :**

Le carburant et le comburant sont injectés dans la chambre de combustion. Il faut contrôler ce dosage de manière rigoureuse afin d'obtenir un mélange homogène et une combustion optimale [7].

- **Combustion :**

Le mélange prend feu et déclenche une réaction chimique exothermique. Cette transformation libère une quantité énorme d'énergie thermique, créant ainsi des gaz à très haute pression et à très haute température.

- **Expansion des gaz :**

La surpression provoque le détachement des gaz chauds qui se dirigent vers la partie convergente de la tuyère.

- **Accélération dans la tuyère :**

La tuyère, en général du type convergente-divergente (tuyère de Laval), accélère les gaz. Au niveau du col, la vitesse des gaz atteint le régime sonique (Mach 1), puis elle devient supersonique dans la section divergente.

- **Éjection des gaz :**

Les gaz sont projetés très rapidement dans le milieu extérieur, créant la poussée finale qui fait avancer le véhicule.

I.6 Composants d'un moteur-fusée :

Un moteur-fusée est composé de (Fig. I.5) :

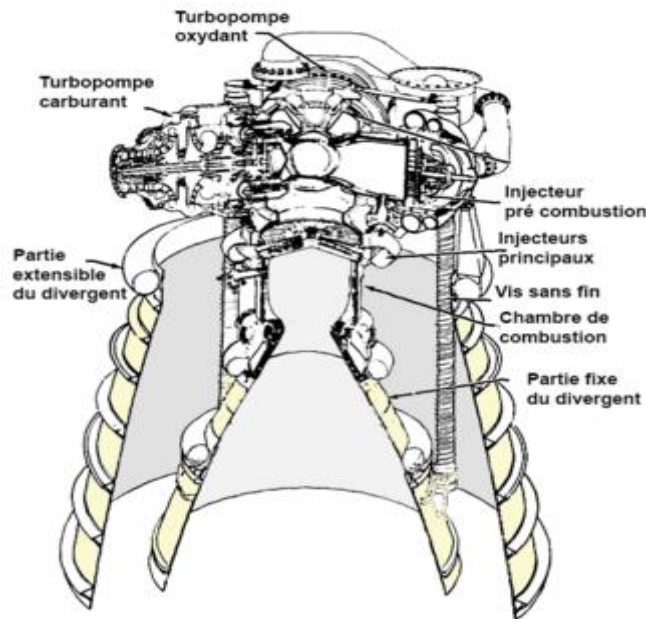


Figure I.5: Schéma du RL-10 à divergent extensible.

Un moteur-fusée est principalement composé des éléments suivants (Sutton, 2010) :

1. Chambre de combustion : Lieu où la réaction chimique a lieu.
2. Injecteurs : Systèmes de pulvérisation et de mélange des ergols.
3. Tuyère : organe d'accélération des gaz.
4. Réservoirs : Conteneurs qui stockent les ergols (carburant et comburant).
5. Système de refroidissement : Il est généralement régénératif (circulant un ergol dans les parois) ou ablatif, afin de protéger la structure des flux thermiques.

I.7 Importance de la tuyère :

La tuyère est une pièce maîtresse qui transforme l'énergie thermique et la pression des gaz en énergie cinétique orientée [7]. En géométrie (convergente-divergente), la pression des gaz s'adapte à la pression ambiante, ce qui maximise l'impulsion spécifique et la poussée générée [5] ;[6].

I.8 Les phases de vol :

Le vol d'une fusée se décompose en plusieurs phases :

- La phase propulsée.
- La phase balistique.
- La descente sous parachute.

Ces phases s'articulent autour d'évènements majeurs :

La période s'écoulant de l'instant de la mise à feu à la fin de combustion du propulseur, et qui s'appelle la phase propulsée. Elle comprend une partie où la fusée est guidée par la rampe de lancement et une partie où la fusée est livrée à elle-même. Après l'extinction du propulseur commence la phase balistique pendant laquelle la fusée, uniquement soumise à son poids et à la résistance de l'air, exploite la vitesse acquise pendant la propulsion pour atteindre son altitude maximale.

Après la culmination, lorsque l'engin commence à retomber, la phase balistique se poursuit jusqu'à l'ouverture du parachute. Bien sûr, on peut rencontrer des phases balistiques avortées lorsque le parachute s'ouvre avant la culmination, ou des vols balistiques complets sans ouverture de parachute (mais c'est moins souhaitable !).

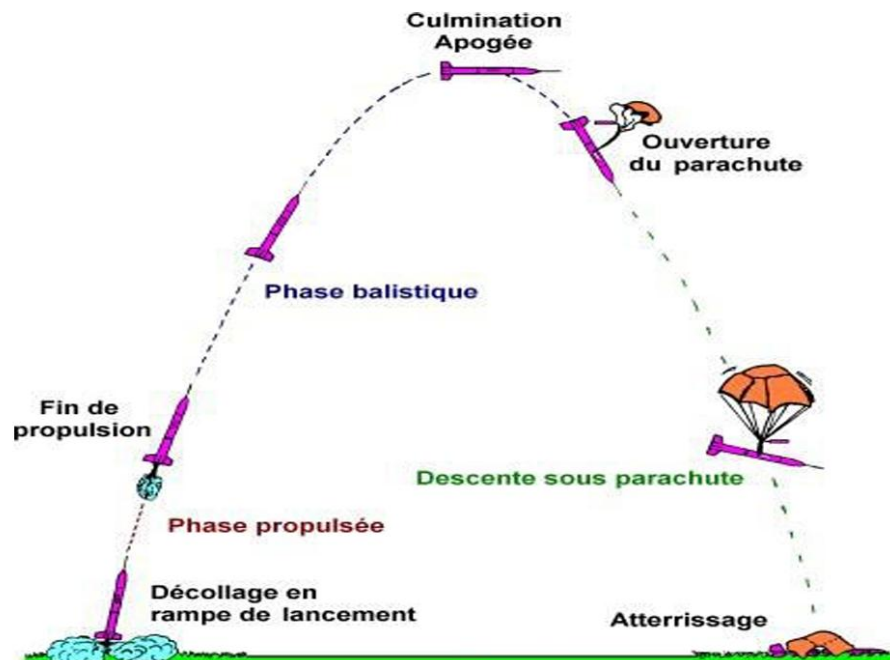


Fig. I-6 : Phases de vol [Denis]

I.9 Types de Moteurs Fusée :

On distingue les moteur-fusée suivant la nature des carburants qu'ils consomment.

- **Moteurs à propergol solide :**

Dans la chambre de combustion, le carburant et le comburant sont mélangés à l'avance à l'état solide.

- **Avantages :** conception mécanique simple, grande fiabilité, facile à stocker et à entretenir, poussée massique élevée.
- **Inconvénients :** le moteur, une fois allumé, ne peut être ni arrêté ni réglé. Leur poussée spécifique est en général inférieure à celle des moteurs à propergol liquide.

- Utilisation : boosters d'appoint, missiles balistiques, fusées-sondes.

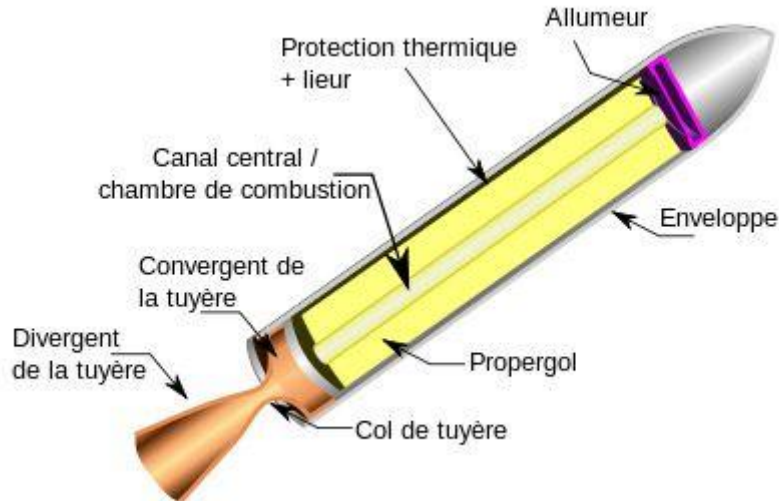


Figure I.6 : Schéma simplifié d'un moteur à ergols solide.

- **Moteurs à propergol liquide :**

Le carburant et le comburant sont conservés dans des réservoirs distincts et sont injectés dans la chambre de combustion grâce à des turbopompes.

- Avantages : poussée contrôlable (possibilité de réglage, d'arrêt et de redémarrage), impulsion spécifique très élevée, rendement optimal.
- Inconvénients : extrême complexité mécanique (turbo machinerie, vannes), coûts de développement et de fabrication élevés.
- Utilisation : niveaux principaux des lanceurs spatiaux, systèmes de propulsion interplanétaire

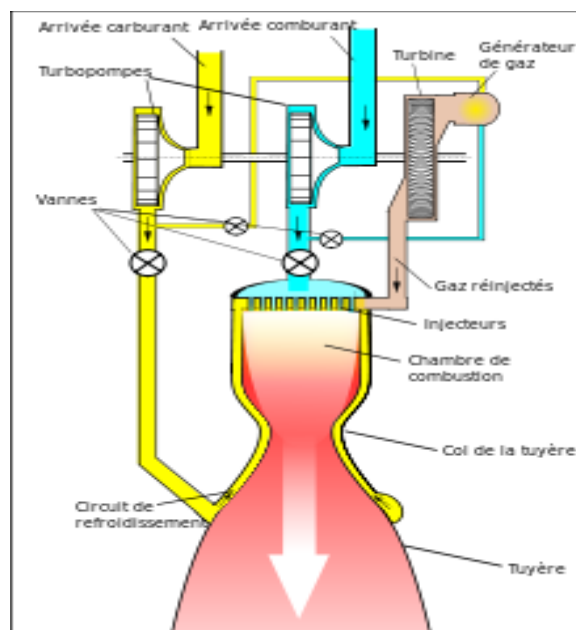


Figure I.7: Schéma d'un moteur au propergol liquide

- **Moteurs hybrides :**

Ces moteurs utilisent à la fois un propergol solide (généralement le carburant) et un propergol liquide ou gazeux (le comburant).

- Avantages : Sécurité accrue (les propergols sont séparés), possibilité de réguler la poussée et d'arrêter le moteur, coût inférieur aux moteurs liquides.
- Inconvénients : Problèmes de contrôle de la combustion, érosion du grain solide, performances intermédiaires.
- Utilisation : Recherche, fusées expérimentales, tourisme spatial.

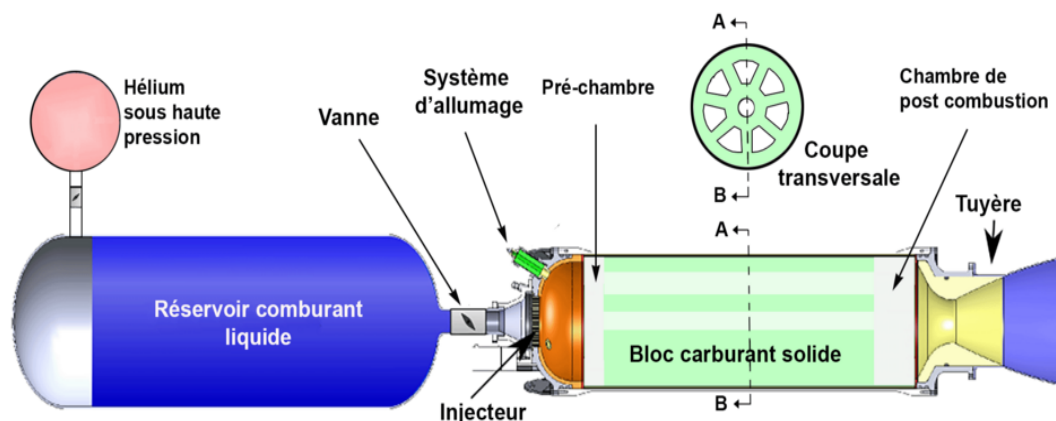


Figure I.8: Schéma d'un moteur-fusée hybride.

type	avantage	inconvénients	Utilisation
solide	simple	Non contrôlable	boosters
liquide	performant	complexe	Lanceurs
hybride	sécurisé	Moins efficace	recherche

Tableau I.1: comparatif des moteurs

I.10 Modèles de fusée et leur Classification :

Parce que la taille des moteurs, leur classification, la taille des fusées, leur poids, leurs dimensions ne sont pas toutes les mêmes et aussi leur finalité (domaine d'application : militaire, etc.), on classe les modèles de fusée en différentes catégories. En pratique, ils existent deux grandes catégories de modèles de fusée :

- A- Les modèles complexes utilisés dans des applications réelles avec impact majeur sur différents domaines (militaire, etc.) :

Entrent dans ces types, les fusées aérospatiales qui nécessitent des lanceurs spéciaux, les missiles militaires terrestres, les missiles torpilles (marins), etc. Ils n'ont pas de trajectoires simples et obéissent à des notions de dynamique des fluides très compliquées et très avancées relevant beaucoup du secret-défense.

B- Les modèles expérimentales :

Ces types ont des trajectoires simples, limités en poids et en dimensions, leur fonctionnement est soumis aux lois classiques de la dynamique des fluides. Leur but est purement expérimental et sont très prisés par les amateurs de l'aérospatiale. Leur manipulation nécessite une autorisation des autorités compétentes.

Les associations américaines reconnaissent jusqu'à 5 niveaux différents pour ce modèle. Dans les pays européens nous identifions 3 niveaux fondamentaux :

- Modèles basse puissance (Low Power Rocketry = LPR).
- Modèles de moyenne puissance (Mid Power Rocketry = MPR).
- Modèles à haute puissance (High Power Rocketry = HPR).

B.1. Modèle de basse puissance LPR :

Ce sont les modèles les plus petits. Allant de quelques centimètres à une centaine en longueur, et pesant moins de 500 grammes, il s'agit des meilleurs modèles pour commencer. Utilisant des moteurs allant de la classe basse de type solide, ils sont légers, très économiques.

Ils peuvent atteindre une altitude de 300 mètres, même si les plus petits modèles peuvent aller plus haut. Généralement construits de matériaux tels que le carton pour le corps de la rocket, ainsi que de balsa pour les ailettes, leur coût de lancement est extrêmement bas et nécessite pas de trop large espace de lancement.

B.2. Modèle de moyenne puissance MPR :

Ces modèles utilisent des moteurs allant de la classe moyenne. Ces modèles peuvent peser un peu plus d'un kilogramme, pouvant mesurer 1 à 1.5 mètres, ils peuvent facilement rejoindre une altitude comprise entre 300 et 1000 mètres, voir plus pour certains modèles.

Toujours fabriqués à partir de matériaux légers, mais un peu plus résistants ; les ailettes ne sont plus en balsa, mais en plastique ou encore en fibre de verre ; à part cela rien ne change, le corps de la rocket est toujours en carton et l'ogive en plastique.

Ils utilisent une rampe de lancement semblable aux modèles de rockets, mais de plus grande hauteur et plus robuste... Le système d'allumage est électrique, il demande généralement dans les 12 Volt. La zone de lancement doit être assez vaste pour lancer un tel modèle.

B.3. Modèle de haute pression HPR :

- Une rocket utilisant un moteur ayant une impulsion totale supérieure à 160 Newton-seconde.

- Un modèle employant un moteur ayant une poussée moyenne supérieure à 80 Newton.
- Une rocket pesant une masse supérieure ou égale à 1.5 Kg, moteur compris.

Ces modèles sont très impressionnants, ils peuvent avoisiner les 4 à 5 mètres de hauteurs et peser dans les centaines de kg.

Les moteurs peuvent dépasser les 10 cm de diamètres, et produire dans les 50000 Newtons secondes !! Les matériaux utilisés sont toujours des matériaux légers, mais cette fois-ci très résistants; la fibre de verre, le kevlar et tous autres matériaux composites...

I.11 Technologie de fonctionnement générale d'une fusée :

Un vol spatial commence bien avant l'allumage du moteur. Ce n'est pas qu'une question de propulsion. Des éléments multiples entrent en jeu dès la première seconde. Chaque pièce agit en coordination stricte. Le guidage prend le relais une fois hors de l'atmosphère. La précision s'impose à chaque phase critique. Sans ces dispositifs combinés, rien ne serait possible. Sutton [8].

Les différents systèmes qui équipent une fusée complète sont les suivants :

- **Système de propulsion :**

Grâce à lui, la fusée avance dans l'espace contre la gravité. Sans ce mécanisme, aucun décollage n'aurait lieu. Chaque phase dépend de sa bonne activation. Quand il s'allume, tout change brutalement. Sa puissance détermine la trajectoire suivie.

- **Carburant et réservoirs :**

Les réservoirs qui contiennent les ergols sont conçus pour résister aux contraintes thermiques, acoustiques et mécaniques du vol [19]

- **Structure de la fusée :**

La charpente doit être assez solide pour supporter les charges de lancement, tout en restant aussi légère que possible afin d'optimiser la masse utile [8].

- **Système de guidage et de contrôle :**

Il intègre les capteurs et les calculateurs qui assurent le suivi de la trajectoire nominale [20].

- **Étages de la fusée :**

Les lanceurs sont souvent à plusieurs étages. Le largage en vol des étages vides permet de réduire la masse morte et d'optimiser l'accélération finale [8].

- **Charge utile :**

C'est la mission du lanceur : satellite scientifique, sonde interplanétaire, équipage humain ou cargo logistique [19].

- **Système d'orientation (contrôle d'attitude):**

Grâce à lui, la fusée tient sa trajectoire sans vaciller. Elle se redresse si besoin, guidée pas à pas dans le ciel. Son cap reste fixe même quand tout bouge autour. L'équilibre vient de ce contrôle précis, ajusté en continu. [7]

- **Système de guidage:**

Chaque mouvement s'adapte en temps réel, guidé par un cap précis. La route change si besoin, sans intervention, vers la cible visée. [20]

- **Système de télécommunication:**

Grâce à lui, la fusée partage avec le sol sa position, tout en envoyant aussi sa vitesse. L'état des systèmes est transmis sans interruption. [20]

I.12 Comparaison avec d'autres moteurs :

Les moteurs-fusées se distinguent des autres types de moteurs :

Type de moteur	Principe de fonctionnement	avantages	inconvénients	Domaine d'utilisation
Moteur-fusée	éjection de gaz à grande vitesse (carburant + comburant embarqués)	Fonctionne dans le vide, grande puissance	Consommation élevée, cout élevé	Spatial, militaire
turboréacteur	Combustion avec air extérieur	Bonne efficacité dans l'air, économique	Ne fonctionne pas dans le vide	Aviation civile et militaire
Moteur thermique	Combustion interne avec air	Simple, économique	Faible puissance , dépend de l'air	automobile

Tableau II.2: Différence entre les catégories de moteurs

I.13 Importance et domaines d'utilisation :

Les moteurs-fusées sont des technologies stratégiques indispensables dans plusieurs domaines :

- Spatial et scientifique : satellites mis en orbite, exploration planétaire, télescopes et stations orbitales [7].

- Militaire et stratégique : missiles balistiques intercontinentaux, systèmes de défense, engins hypersoniques.
- Recherche et météorologie : fusées-sondes pour l'étude de la haute atmosphère et de la microgravité [5].

I.14 Avantages et inconvénients :

Avantages :

- ✓ Possibilité unique de fonctionner dans le vide spatial.
- ✓ Rapport poussée/masse extrêmement élevé.
- ✓ Indépendance totale par rapport au milieu extérieur.

Inconvénients :

- Consommation importante : Pour produire la poussée, il faut éjecter d'énormes quantités de propergol, ce qui augmente beaucoup la masse au décollage.
- Coût élevé : La conception, les matériaux réfractaires et les systèmes de contrôle rendent le développement et l'utilisation très coûteux.
- Contraintes thermomécaniques : Les pièces doivent supporter des pressions et des températures très élevées, ce qui impose des systèmes de refroidissement complexes.
- Limites des moteurs solides : il est impossible d'arrêter ou de moduler la poussée après l'allumage.
- Impact environnemental : Les gaz d'échappement et les propergols (certains composites ou ergols toxiques en particulier) affectent l'atmosphère, ce qui incite à développer des modes de propulsion plus respectueux de l'environnement.

Analyse comparative globale :

Dans l'espace, les fusées fonctionnent bien parce qu'elles ne dépendent pas de l'air. Ils peuvent soulever de grosses charges grâce à leur force impressionnante. Ils consomment cependant beaucoup de carburant en très peu de temps. Cette dépense devient vite un problème pour les longs voyages. En outre, la fabrication de ces machines nécessite une extrême précision. Chaque pièce doit pouvoir supporter des pressions intenses sans céder.

Conclusion :

Les seuls systèmes capables de propulser des véhicules dans le vide de l'espace, où aucun autre moteur ne peut fonctionner, sont les moteurs à fusée. Leur coût élevé et leur consommation importante de propergol ne les rendent pas moins indispensables à l'exploration spatiale et aux applications militaires stratégiques. En comprenant précisément leurs principes de fonctionnement et leurs limites, on peut constamment améliorer leur conception et leurs performances.

Chapitre II :

Analyse des performances énergétiques des moteurs-fusées

II.1 Introduction :

Les moteurs-fusées sont essentiels aux systèmes de propulsion spatiale, car ils sont capables de générer une poussée qui ne dépend pas de l'atmosphère extérieure [1]. Elles fonctionnent par conversion de l'énergie chimique du propergol en énergie thermique puis en énergie cinétique pour éjecter les gaz à grande vitesse à travers une tuyère [6]. L'analyse des performances énergétiques des moteurs-fusées permet d'évaluer l'efficacité de cette conversion énergétique et les paramètres qui influencent le rendement global du système propulsif [5].

Ce chapitre expose les relations théoriques principales utilisées pour caractériser les performances techniques et énergétiques des moteurs-fusées et les phénomènes thermodynamiques et aérodynamiques qui interviennent dans leur fonctionnement [3].

II.2 Principe d'action et de réaction :

$$\vec{F}_{A \rightarrow B} = -\vec{F}_{B \rightarrow A} \quad (\text{II.1})$$

- **Application à un moteur-fusée :**

Dans une fusée :

- Les gaz brûlés sont expulsés très vite vers l'arrière (action), et, en réaction, la fusée est poussée vers l'avant (réaction).
- C'est ce principe qui produit la poussée qui fait avancer la fusée, même dans le vide de l'espace.

$$F = \dot{m} * V_e \quad (\text{II.2})$$

F : poussée (N) ;

$\dot{m}$: débit massique des gaz éjectés (kg/s) ;

V_e : vitesse d'éjection des gaz (m/s) ;

II.2 Modélisation d'un moteur-fusée :

On trouve principalement dans un moteur-fusée les éléments suivants [4]: Chambre de combustion ; Injecteurs ; Col de la tuyère ; Tuyère convergente-divergente ; Propergol (carburant et oxydant).

La chambre de combustion permet de transformer l'énergie chimique en énergie thermique et la tuyère convertit cette énergie thermique en énergie cinétique [6].

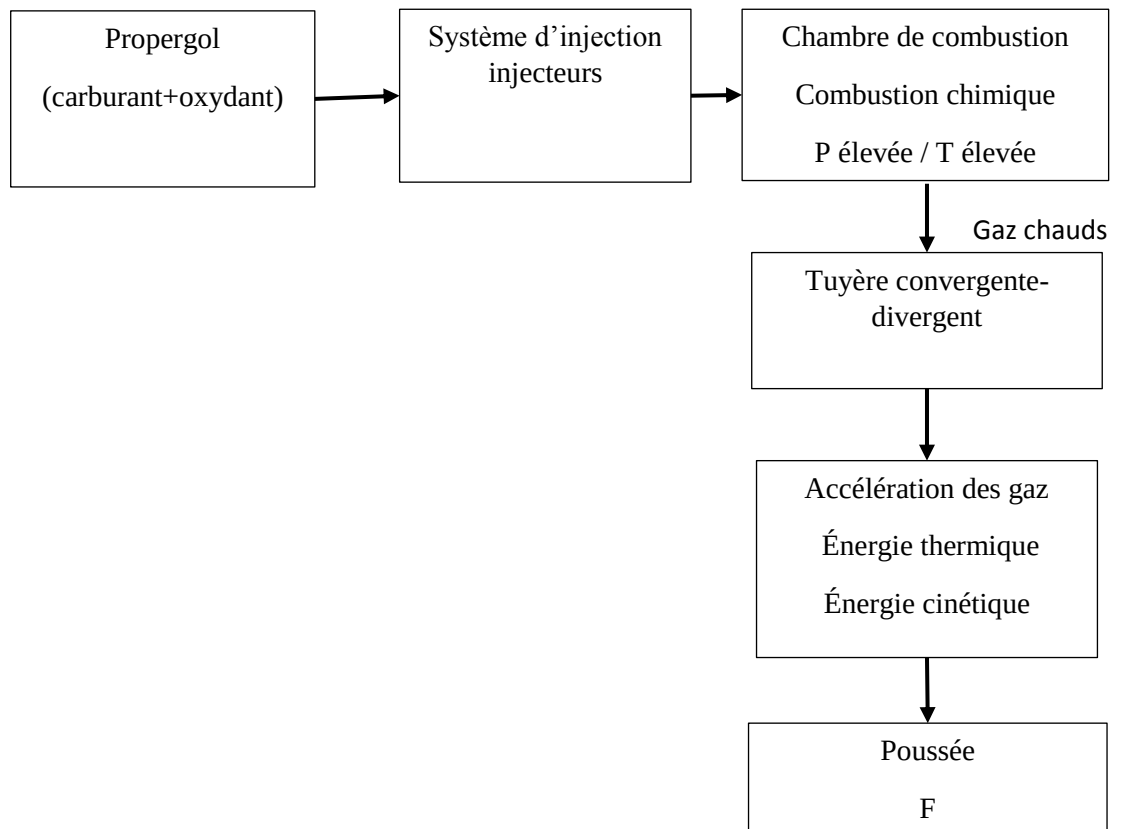


Figure II.1 :Schéma global de modélisation d'un moteur-fusée

II.3 Performances techniques et énergétiques des moteurs-fusées :

- **La poussée :**

$$F = \dot{m} * V_e + (P_e - P_a) * A_e \quad (II.3)$$

F : poussée en newtons (N) ;

$\dot{m}$:débit massique en(kg/s) ;

V_e : vitesse d'éjection des gaz en (m/s) ;

P_e : **pression** statique dans la section de sortie ;

P_a :pression atmosphérique ;

A_e :aire de la section de sortie de la tuyère en mètres carrés ;

- On appelle ça la poussée causée par les gaz qui sortent. Ce phénomène vient du fait que le fluide s'échappe avec une certaine vitesse. La quantité **$\dot{m} * V_e$** décrit cet effet précisément. Elle traduit comment la masse éjectée agit en sens inverse.

- À la sortie de la tuyère, ce sont les écarts de pression qui agissent sur la surface A_e , pas seulement la vitesse du flux. L'environnement extérieur exerce une poussée opposée quand P_a diffère de P_e . Ce déséquilibre crée une force mesurable grâce au produit $(P_e - P_a)$. Chaque variation locale influe directement sur cette résultante. La géométrie joue un rôle dès lors que la section finale n'est plus neutre face aux gradients.
- La poussée atteint son maximum dans le vide, quand $P_a = 0$. Là, les deux effets se renforcent sans rien perdre l'un de l'autre.

- **Coefficient de Poussée :**

$$C_F = \frac{F}{P_c * A_t} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \frac{(P_e - P_a)}{P_c} * \frac{A_e}{A_t} \quad (\text{II.4})$$

C_F : coefficient de poussée (sans dimension typiquement 1.2-2.0) ;

F : poussée (N) ;

P_c : pression de chambre (Pa) ;

A_t : aire du col de la tuyère (m^2)

- Une augmentation du coefficient de poussée indique que la tuyère est plus efficace [5].

- **Vitesse typique :**

$$C^* = \frac{P_c * A_t}{\dot{m}} = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (\text{II.5})$$

C^* : vitesse caractéristique (m/s) ;

P_c : pression de chambre (Pa) ;

A_t : aire du col (m^2) ;

$\dot{m}$: débit massique (kg/s) ;

- Ce qu'on appelle vitesse caractéristique sert à mesurer comment brûle le carburant dans la chambre. Quand elle monte, cela veut dire que la réaction produit davantage d'énergie avec moins de déchets. Elle ne change pas selon la forme de la tuyère, donc on peut étudier la flamme sans tenir compte du jet qui sort. Cela aide à distinguer les effets liés au feu de ceux dus à l'accélération des fumées [18].

- **Vitesse d'éjection des gaz :**

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} * \frac{R*T_c}{M} * (1 - (\frac{P_e}{P_c})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}})} = g_0 * I_{sp} \quad (II.6)$$

V_e : vitesse de sortie du flux, (m/s) ;

T_c : température totale du fluide, (K) ;

γ : rapport des capacités thermique ;

R : constante des gaz parfaits = 8,3145 J/(mol·K) ;

M : masse molaire des gaz ; kg/mol ;

P_e : pression statique à la section de sortie (tuyère adaptée);

P_c : pression totale dans la chambre de combustion ;

I_{sp} : impulsion spécifique (s) ;

g_0 : accélération standard de la pesanteur (9,81 m/s) ;

La vitesse d'éjection augmente avec la température de combustion et diminue lorsque la masse molaire des gaz augmente [18]

- **Impulsion spécifique :**

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} * g_0} \quad (II.7)$$

F : poussée ;

$\dot{m}$: débit massique ;

g_0 : gravité terrestre ;

- L'efficacité d'un moteur-fusée se mesure souvent grâce à cette grandeur appelée impulsion spécifique I_{sp} . Cette valeur relie la poussée produite au flux de carburant consommé. Plutôt que de tout brûler vite, elle indique combien de poussée on obtient pour chaque kilogramme utilisé. [1].
- Parfois, on la voit comme la durée où un kilogramme de carburant fournit une poussée égale à son propre poids. Cela montre clairement l'efficacité du moteur. Cette mesure parle d'elle-même pour juger la puissance atteinte. [1]
- Chaque fois qu'on observe une poussée élevée, le moteur utilise moins de carburant pour remplir sa tâche. Cela signifie que l'énergie est exploitée avec plus d'efficacité durant le

vol. Ce lien entre performance et économie ressort clairement dans les analyses techniques modernes. Des sources comme [1] montrent ce phénomène à travers des données mesurées. L'avantage devient tangible sur de longues distances spatiales.

- **Relation avec la vitesse d'éjection :**

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \quad (II.8)$$

I_{sp} : impulsion spécifique (s) ;

V_e : vitesse effective d'éjection (m/s) ;

- Un I_{sp} de 450 s correspond à $v_e \approx 4414 \text{ m/s}$. cette relation montre que maximiser v_e (via haute T_c et gaz légers) est la clé de la performance.

- **Impulsion totale :**

$$I_{total} = \int_0^{t_b} F, dt = F \cdot t_b \quad (II.9)$$

I_{total} : impulsion totale (N·s)

F : poussée (N), supposée constante

t_b : durée de combustion (s)

- C'est la "capacité totale" du moteur. Pour une mission donnée, on a besoin d'une I_{total} minimale. Elle dépend à la fois de la poussée et du temps de fonctionnement. Un petit moteur longtemps allumé peut donner la même I_{total} qu'un gros moteur bref.

- **Équation de Tsiolkovski :**

$$\Delta V = V_e * \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \quad (II.10)$$

ΔV : variation de vitesse de la fusée(m/s) ;

V_e : vitesse d'éjection des gaz(m/s) ;

m_0 : masse initiale (avec carburant) ;

m_f : masse finale (sans carburant) ;

- C'est la contrainte fondamentale de l'astronautique. Pour aller en orbite basse (~9500 m/s de ΔV), avec $V_e = 4000 \text{ m/s}$, il faut $m_0/m_f = e^{9500/4000} \approx 10.7 \rightarrow 90\%$ de la masse initiale doit être du propergol ! C'est pourquoi les fusées sont si grosses.

II.4 Rendements du moteur-fusée :

II.4.1 Rendement de combustion :

$$\eta_c = \frac{c_{\text{mesuré}}^*}{c_{\text{théorique}}^*} \quad (\text{II.11})$$

η_c : rendement de combustion (0.92-0.99) ;

$C_{\text{mesuré}}^*$: valeur expérimentale (m/s) ;

$C_{\text{théorique}}^*$: valeur calculée combustion parfaite (m/s) ;

- Pertes dues à la combustion incomplète, inhomogénéités de mélange, et refroidissement pariétal. Moteur modernes : $\eta_c > 0.97$.

II.4.2 Rendement de tuyère :

$$\eta_n = \frac{C_{F,\text{mesuré}}}{C_{F,\text{théorique}}} \quad (\text{II.12})$$

η_n : rendement de tuyère (0.95 à 0.99) ;

$C_{F,\text{mesuré}}$: coefficient mesuré en teste ;

$C_{F,\text{théorique}}$: Coefficient calculé tuyère idéale ;

- Les pertes sont dues à :
 - Frottements (couche limite)
 - Divergence du jet
 - Des vagues brusques peuvent apparaître quand la pression ne suit pas bien le rythme attendu.

La bonne forme de la tuyère pousse plus fort le moteur.

II.4.3 Rendement thermique :

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot v_e^2}{\dot{Q}_{\text{chimique}}} \quad (\text{II.13})$$

η_{th} : rendement thermique (0.60 à 0.75) ;

$\dot{m}$: débit massique (kg/s) ;

V_e : correspond à la vitesse de sortie, (m/s);

$\dot{Q}_{\text{chimique}}$: puissance chimique (W) ;

- Limité par :
 - Pertes thermiques aux parois
 - Dissociation moléculaire à haute température
 - Irréversibilités thermodynamiques

II.4.4 Rendement de propulsion

$$\eta_{\text{prop}} = \frac{2u}{u+V_e} \quad (\text{II.14})$$

η_{prop} : rendement de propulsion (0 à 1) ;

U :vitesse de fusée (m/s) ;

V_e : vitesse d'éjection (m/s) ;

- Le rendement de propulsion augmente lorsque la vitesse de la fusée tend vers la vitesse d'éjection des gaz [1].

II.4.5 La performance totale du moteur :

Rendement total du système propulsif en combinant :

- Combustion
- Tuyère
- Cycle moteur

$$\eta_{\text{moteur}} = \eta_c * \eta_n * \eta_{\text{cycle}} \quad (\text{II.15})$$

η_{moteur} : performance totale du moteur ;

η_{cycle} : rendement du cycle (0.85 à 0.98) ;

- Suivant la phase du processus
 - Cycle ouvert (Gas Generator): rendement plus faible.
 - Cycle fermé (pré brûleur) : rendement élevé.
 - Bien que performant, l'expandeur de cycle reste freiné par sa poussée modeste.
 - Valeur habituelle dans l'ensemble : Environ entre 0,50 et 0,70 pour le rendement du moteur.

II.5 Nombre de Mach dans les moteurs à fusée :

Dans les moteurs-fusées, les gaz produits par la combustion sont fortement accélérés lorsqu'ils traversent la tuyère convergente-divergente. Le nombre de Mach est utilisé pour caractériser le régime d'écoulement de ces gaz : il correspond au rapport entre la vitesse des gaz et la vitesse locale du son [1].

$$M = \frac{V_e}{a} \quad (\text{II.16})$$

M : nombre de Mach ;

V_e : vitesse des gaz d'éjection (m/s) ;

a : vitesse locale du son (m/s) ;

- Dans la chambre de combustion, l'écoulement est en général subsonique ($M < 1$). Au niveau du col de la tuyère, les gaz atteignent le régime sonique ($M = 1$), puis deviennent supersoniques dans la partie divergente ($M > 1$) [1] ; [4]. Cette accélération permet d'accélérer les gaz éjectés et de modifier la poussée générée par le moteur-fusée [4].
- Ainsi, le nombre de Mach est un paramètre essentiel dans l'analyse des performances aérodynamiques et propulsives des moteur-fusée, notamment pour l'optimisation de la détente des gaz dans la tuyère [1].

II.6 Marge de stabilité

Un paramètre essentiel dans la conception d'une fusée est la marge de stabilité. Elle exprime en calibres (diamètres du corps de la fusée) la distance entre le centre de gravité (CG) et le centre de pression (CP).

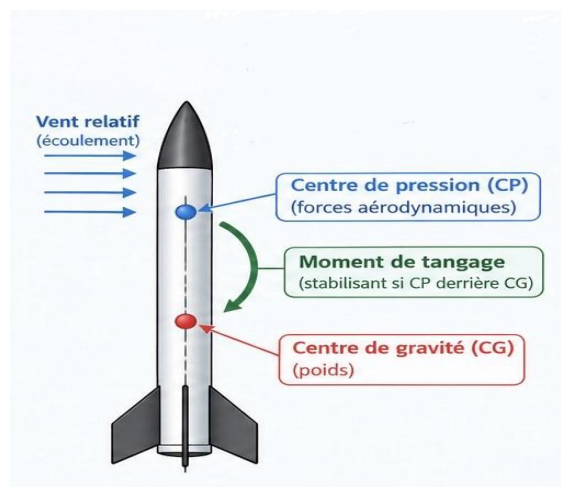


Figure II.2 : la marge de stabilité d'une fusée

Elle est déterminée par la relation :

$$\text{marge de stabilité} = \frac{CG-CP}{D} \quad (\text{II.17})$$

Où :

CG : position du centre de gravité;

CP : position du centre de pression;

D : diamètre du corps de la fusée.

Une fusée est stable quand le centre de gravité est en avant du centre de pression. En pratique, une marge de stabilité de l'ordre de 1 à 2 calibres est généralement recommandée, car elle représente un bon compromis entre la stabilité aérodynamique et la maniabilité. Une marge inférieure à 1 calibre peut entraîner une instabilité en vol, alors qu'une marge trop importante peut rendre la fusée trop stable et augmenter la traînée.

OpenRocket calcule automatiquement la marge de stabilité en fonction de la géométrie de la fusée, de la répartition des masses et des caractéristiques aérodynamiques. Cette valeur permet de s'assurer que la configuration retenue garantit un vol stable avant le lancement des simulations.

II.7 Revue bibliographique :

De nombreux chercheurs ont étudié la conception, la stabilité et la simulation des fusées dans le but d'améliorer leurs performances aérodynamiques ainsi que leur comportement en vol :

- Les auteurs de [11] ont confronté les résultats de simulation d'une maquette de fusée à des essais expérimentaux. Leur étude a montré que les simulations effectuées avec OpenRocket permettent une bonne prédiction des performances générales du vol, toute mettant en évidence la différence entre les résultats numériques et les mesures expérimentales dues aux conditions réelles de lancement.
- Dans [12], on a proposé une méthode pour la conception et l'analyse structurelle de fusées de forte puissance à l'aide d'OpenRocket. Les auteurs ont étudié l'influence des caractéristiques géométriques sur la stabilité et les performances de vol, et ont montré que la simulation est une étape indispensable avant toute réalisation expérimentale.
- Rohini et al. (2022) ont conçu, analysé et essayé une fusée à propergol solide à l'aide d'OpenRocket. Grâce à leur travail, il a été possible d'évaluer des paramètres comme l'altitude maximale, la vitesse, la poussée et la stabilité, prouvant ainsi l'efficacité du logiciel pour la conception préliminaire des fusées modèles.

- Bordachev, Kolga et Rozhkova (2023) se sont intéressés à la stabilité statique des fusées modèles. Leur recherche révèle que la position du centre de gravité, du centre de pression et la géométrie des ailettes sont déterminantes pour la stabilité du vol.
- Les chercheurs de l'étude "A Static Stability Analysis Method for Passively Stabilized Sounding Rockets" (2024) ont développé une méthode d'analyse de la stabilité des fusées passivement stabilisées. Ils en concluent que le dimensionnement des ailettes et la marge de stabilité sont des paramètres essentiels pour assurer un vol stable et sécurisé.
- Abdullah et coll. (2025) ont intégré OpenRocket et SolidWorks dans le but d'optimiser l'aérodynamique d'une fusée-sonde. Ils ont comparé de nombreuses formes de têtes et d'ailes grâce à des simulations de dynamique des fluides et des études structurelles. Les résultats montrent que certaines géométries peuvent réduire la traînée et augmenter l'altitude maximale atteinte. L'analyse de ces travaux montre que la plupart des recherches récentes reposent sur la modélisation tridimensionnelle et la simulation numérique pour évaluer les performances des fusées avant leur fabrication. Ce même procédé est repris dans le présent mémoire, en utilisant le logiciel SolidWorks pour la conception géométrique et le logiciel OpenRocket pour la simulation des performances énergétiques et de la stabilité du modèle de fusée.
- Dans leur mémoire de Master « Conception et simulation numérique d'une fusée » à l'Université Saad Dahlab Blida 1, Doukkari Kamel et Aissaoui Omar Farouk (2020) ont modélisé en 3D un modèle de fusée à l'aide du logiciel SolidWorks. Ils ont ensuite simulé le vol dans OpenRocket et ont réalisé une analyse aérodynamique avec ANSYS Fluent après maillage sous ICEM-CFD. Les auteurs ont examiné les performances aérodynamiques et le comportement structural de la fusée. Les résultats montrent que la combinaison entre conception assistée par ordinateur et simulation numérique permet une optimisation efficace des performances d'un modèle de fusée avant sa fabrication.
- Dans un mémoire de Master de l'Université Saad Dahlab Blida 1 intitulé « Influence des caractéristiques structurelles des ailerons sur la stabilité », Morakchi Mohammed Thabet et Tolia Abdelghafour (2023) ont étudié l'effet de la forme, du nombre et de la position des ailettes sur la stabilité d'une fusée. Les simulations réalisées avec OpenRocket ainsi que les calculs analytiques ont montré que ces paramètres influencent directement la marge de stabilité et la qualité du vol. Les auteurs recommandent une optimisation de la géométrie des ailettes afin d'obtenir une trajectoire plus stable.

II.8 Conclusion :

L'étude des performances énergétiques des moteur-fusée aide à la compréhension des mécanismes de conversion de l'énergie chimique du propergol en énergie thermique, puis en énergie cinétique produisant la poussée propulsive [1].

Les paramètres étudiés, tels que la poussée, la vitesse d'éjection des gaz, l'impulsion spécifique, les rendements de combustion, de tuyère et de propulsion, sont déterminants pour l'évaluation des performances globales du moteur-fusée [6]. L'étude des phénomènes thermodynamiques et aérodynamiques, notamment l'écoulement compressible dans la tuyère et le nombre de Mach, permet également d'optimiser le fonctionnement des systèmes propulsifs pour accroître leur efficacité énergétique et leurs performances spatiales [3]. Ainsi, l'augmentation des performances à l'énergie est un enjeu majeur du développement des moteur-fusée modernes pour les applications spatiales et les missions longues [18].

Chapitre III :

Application sur un modèle de fusée expérimental simple

III.1 Introduction :

Aujourd'hui, la conception des systèmes de propulsion spatiale constitue un domaine essentiel du développement des technologies aérospatiales. Les moteurs-fusées tiennent, parmi ces systèmes, une place importante grâce à leur capacité à fournir une poussée élevée pour le déplacement des véhicules spatiaux dans l'atmosphère et dans le vide spatial. L'énergie d'un moteur-fusée est essentiellement obtenue en brûlant des combustibles dont les gaz produits par la combustion sont éjectés à haute vitesse dans une tuyère pour créer une poussée, en vertu du principe de l'action et de la réaction [7].

Dans le domaine de l'ingénierie mécanique et aérospatiale, les outils de conception assistée par ordinateur sont essentiels au développement des structures complexes. Les logiciels de CAO permettent de concevoir des modèles géométriques précis, d'améliorer la qualité de conception et de diminuer les erreurs avant la phase de fabrication. Le logiciel SolidWorks est très utilisé pour la modélisation des systèmes mécaniques parmi ces outils, en raison de ses nombreuses fonctionnalités de conception et d'assemblage (Dassault Systèmes, 2023).

De plus, les logiciels de simulation numérique donnent la possibilité d'étudier le comportement d'un système de propulsion avant sa réalisation pratique. OpenRocket est l'un des logiciels les plus utilisés dans le domaine des fusées expérimentales, car il permet d'analyser les caractéristiques aérodynamiques, la stabilité et les performances globales d'un modèle de fusée. Ce logiciel permet aussi de tester plusieurs paramètres affectant le vol, notamment la masse, la poussée du moteur et la géométrie des ailettes [10].

Ce chapitre est consacré à l'application pratique de la conception d'un modèle simplifié de fusée expérimentale. Cette étude est principalement fondée sur la modélisation géométrique de la fusée et de ses composants via le logiciel SolidWorks et sur l'exploitation du logiciel OpenRocket pour l'analyse des principaux paramétrages du modèle étudié. L'objectif principal repose sur le développement d'une structure représentative d'un moteur-fusée, intégrant les caractéristiques géométriques et les éléments indispensables à son fonctionnement et à sa stabilité aérodynamique.

Dans cette étude, on a adopté une démarche méthodologique pour définir les différentes étapes de conception du modèle. La démarche consiste alors à définir les buts de l'étude, à choisir les hypothèses simplificatrices et à concevoir les principaux composants de la fusée : corps cylindrique, ogive, ailettes et tuyère. Ce chapitre détaille les différentes étapes de conception du modèle dans SolidWorks et propose une analyse générale des paramètres affectant la stabilité et les caractéristiques de la fusée à l'aide du logiciel OpenRocket. On a également

prêté une attention toute particulière à l'influence de certains paramètres géométriques sur les performances globales du modèle conçu.

Cette étude permet ainsi de mettre en évidence l'importance des outils numériques dans le domaine de la conception et de l'analyse des systèmes de propulsion spatiale modernes. Ces outils facilitent grandement les étapes du développement, diminuent les erreurs de conception et accroissent la précision des analyses avant toute fabrication réelle du modèle [4].

III.2 Méthodologie de l'étude :

- **Objectifs de l'étude**

L'étude vise principalement à concevoir un modèle simplifié de fusée expérimentale et à évaluer ses caractéristiques géométriques, aérodynamiques et énergétiques principales à l'aide d'outils numériques modernes. Cette recherche a également pour objectif d'appliquer les connaissances théoriques concernant les moteurs-fusées et les systèmes de propulsion spatiale dans le cadre d'un environnement de conception assistée par ordinateur.

Le travail effectué repose principalement sur deux étapes complémentaires. La première étape consiste à réaliser la modélisation géométrique du modèle de fusée dans le logiciel SolidWorks, tandis que la deuxième étape consiste à utiliser le logiciel OpenRocket afin d'étudier le comportement global de la fusée et l'influence de certains paramètres sur ses performances.

L'étude vise également à étudier l'effet de divers paramètres importants, notamment la masse du modèle, la géométrie des ailettes, le diamètre du corps de la fusée et les caractéristiques du moteur employé. Ces paramètres affectent directement la stabilité aérodynamique, la trajectoire et les performances globales du véhicule spatial étudié.

- **Hypothèses de simplification :**

Pour simplifier l'étude et faciliter la modélisation du système considéré, plusieurs hypothèses ont été retenues lors de la conception et de l'analyse du modèle de fusée. Ces hypothèses permettent de simplifier les calculs tout en conservant une représentation acceptable du comportement général de la fusée.

Dans le présent travail, l'écoulement des gaz est supposé stationnaire pendant le fonctionnement du moteur-fusée. Cette hypothèse signifie que les grandeurs principales, telles que la vitesse, la pression et la température, ne varient pas brutalement avec le temps dans les différentes parties du moteur.

La structure de la fusée est également supposée rigide, c'est-à-dire que les différents éléments du modèle ne subissent pas de déformations mécaniques importantes durant le vol. Cette hypothèse permet de simplifier l'analyse mécanique et de se concentrer sur les performances globales du système plutôt que sur les phénomènes de déformation structurelle

De plus, les conditions atmosphériques sont supposées standards durant l'étude. On ne tient pas compte des effets dus aux perturbations extérieures telles que les vents de travers, les turbulences importantes ou les variations climatiques extrêmes. Cette hypothèse rend l'étude du comportement aérodynamique du modèle plus simple et plus stable.

Enfin, la combustion du propergol est supposée idéale pour faciliter l'analyse énergétique du moteur-fusée. Dans cette situation, toute l'énergie chimique produite par la combustion se transforme efficacement en énergie de propulsion, sans qu'il y ait de pertes thermiques importantes. Cette situation, bien que théorique, est encore adaptée aux études préliminaires ou pédagogiques des moteurs-fusées.

III.3 Présentation de la fusée étudiée :

• Modélisation de la fusée sous SolidWorks :

La modélisation de la fusée a été réalisée à l'aide du logiciel SolidWorks afin d'obtenir une représentation tridimensionnelle précise de l'ensemble de la structure. Cette étape permet de définir les dimensions géométriques des différents composants et de visualiser l'assemblage complet avant la phase de simulation. Le modèle est constitué des éléments principaux suivants :

- Le cône de nez (Nose Cone) ;
- Le corps de la fusée (Body Tube) ;
- Les anneaux de centrage (Centering Rings) ;
- Les ailettes de stabilisation (Fins) ;
- L'épaulement de raccordement (Shoulder) ;

La conception a été effectuée progressivement en créant chaque pièce séparément, puis en réalisant l'assemblage final sous SolidWorks. Les dimensions retenues ont été choisies de manière à garantir une bonne stabilité aérodynamique et une compatibilité avec les simulations réalisées sous OpenRocket.

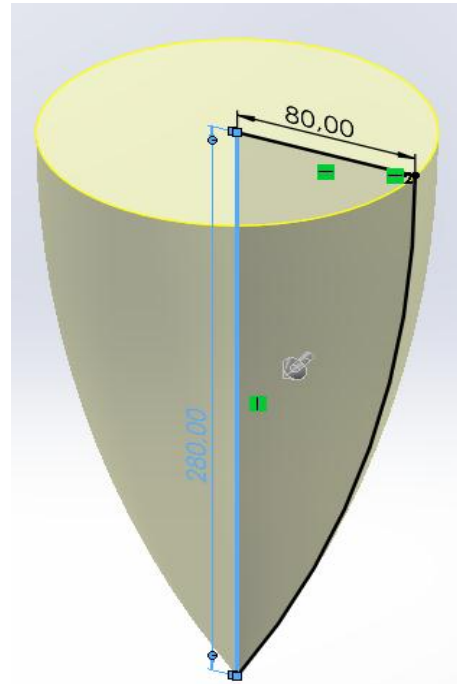
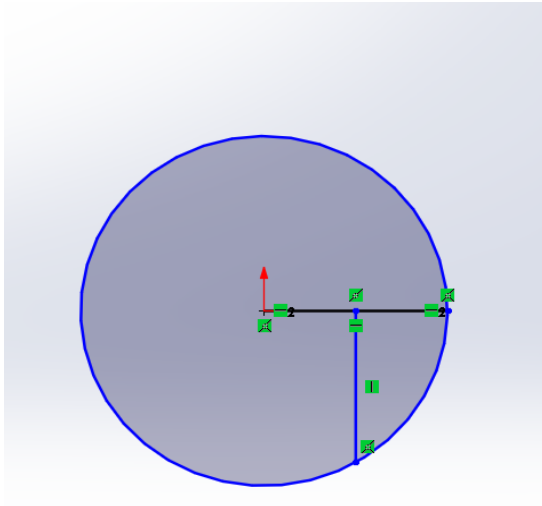


Figure III.1 :modélisation du nose cone sous SolidWorks

Les paramètres : $L=280\text{mm}$ $D_{\text{extérieur}}=80\text{mm}$ $D_{\text{intérieur}}=77\text{mm}$

- 1- Création d'une esquisse 2D.
- 2- Traçage d'un cercle de référence.
- 3- Dessin des segments définissant le profil du cône.
- 4- Cotation des dimensions (longueur et diamètre).
- 5- Suppression des parties inutiles de l'esquisse.
- 6- Application de la fonction Bossage/Base par révolution. Obtention du modèle 3D du nose cone.

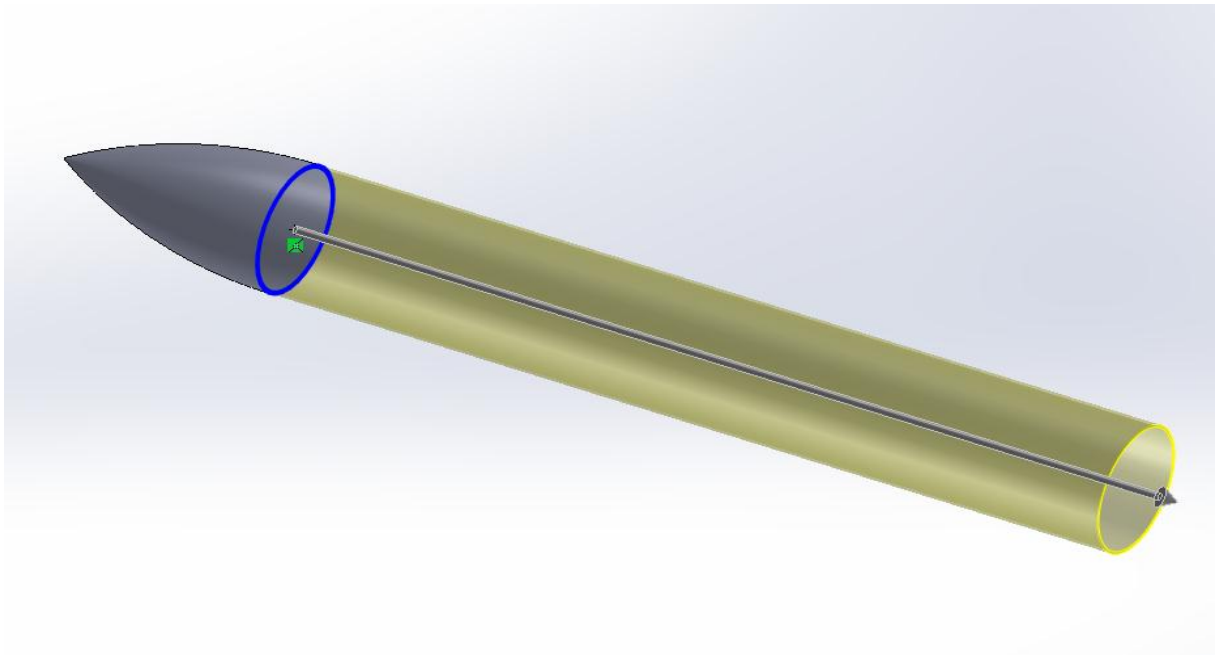


Figure III.2 : modélisation du body tube sous SolidWorks

Les paramètres : L=1020 mm D=80 mm

- Un cercle de diamètre correspondant au corps de la fusée a été tracé et coté .la fonction bossage/base extrudé a ensuite été utilisée pour créer le tube cylindrique de longueur définie

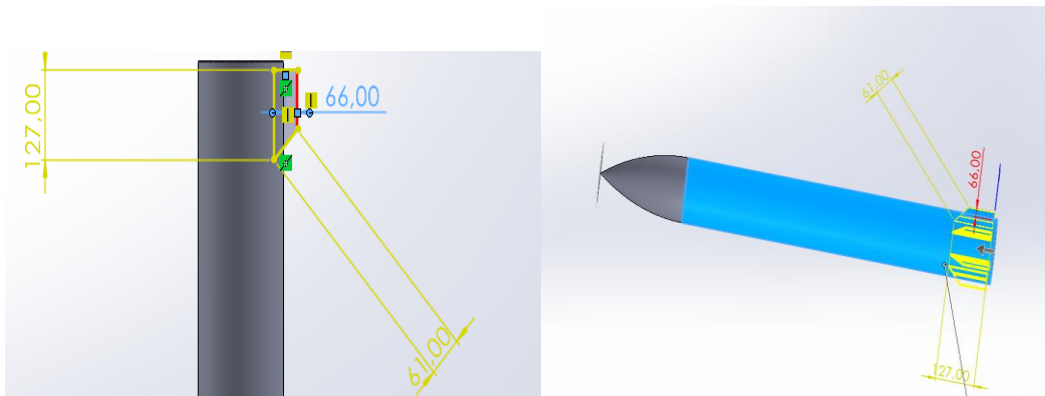


Figure III.3 : : modélisation des Ailettes sous SolidWorks

- Dessiner une ailette, créer le volume et utiliser la fonction Répétition circulaire avec un angle de 360° et un nombre de 3 instances. La fusée est équipée de trois ailerons régulièrement répartis autour de son corps.

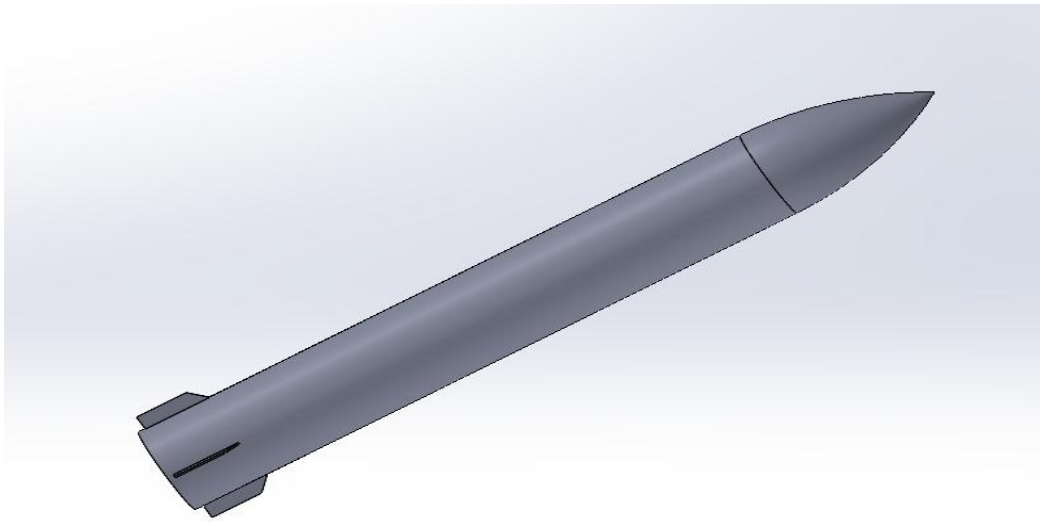


Figure III.4 : modélisation d'une fusée 3D sous SolidWorks

- **Modélisation de la fusée sous openrocket :**

Une fois le modèle tridimensionnel de la fusée conçu sous SolidWorks, une simulation numérique a été effectuée avec le logiciel OpenRocket. Cette étape vise à tester les performances de la fusée dans diverses situations de vol et à confirmer sa stabilité aérodynamique.

Le modèle de la fusée a été créé dans OpenRocket en y introduisant les caractéristiques géométriques et les paramètres requis pour la simulation. Ce logiciel permet notamment d'estimer l'altitude maximale, la vitesse, le temps de vol, le nombre de Mach et la marge de stabilité de la fusée.

Les résultats obtenus permettent d'analyser le comportement de la fusée durant son vol et d'évaluer l'influence des différents paramètres de conception sur ses performances.

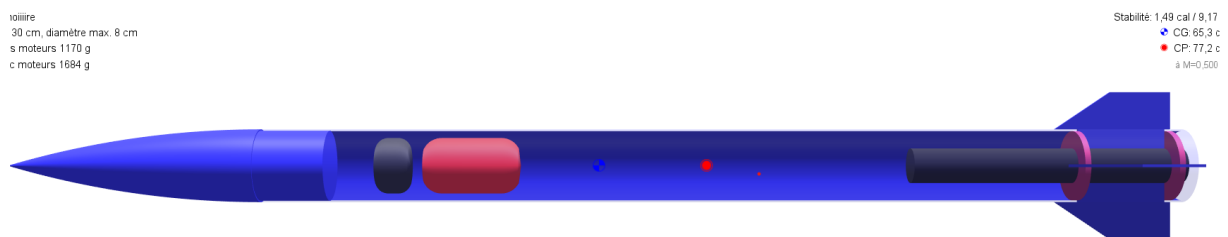


Figure III.5 : modélisation d'une fusée 3D sous openrocket

Paramètres de simulation dans openrocket :

Ogive configuration

Nom de la pièce: Personnalisé Bibliothèque de pièces

Le nom de la pièce.
Général **Épaulement** Forcer la valeur Apparence Commentaires

Forme du cône de la fusée:

Paramètre de la forme:

Longueur: cm

Diamètre de la base: cm

☐ Automatique

Épaisseur de la paroi: cm

☐ Aspérités bouchées

☐ Flip to tail cone

Un cône ogival a un profil qui est un segment de cercle. La valeur du paramètre de forme 1 produit une **ogive tangente**, qui a une transition en douceur vers le tube de la fusée, des valeurs inférieures à 1 produisent des **ogives sécantes**.

Material

Matériaux composant la pièce:

Finition de la pièce:
 Appliquer à tous

Masse de la pièce: 154 g (forcé à 773 g) Annuler Accepter

Figure III.6 : nose cone configuration

Tube du corps configuration

Nom de la pièce: Personnalisé Bibliothèque de pièces

Général **Moteur** Forcer la valeur Apparence Commentaires

Longueur: cm

Diamètre externe: cm

☒ Automatique

Diamètre interne: cm

Épaisseur des parois: cm

☐ Aspérités bouchées

Material

Matériaux composant la pièce:

Finition de la pièce:
 Appliquer à tous

Masse de la pièce: 339 g Annuler Accepter

Figure III.7 : body tube configuration

Ailerons Trapézoïdaux configuration

Nom de la pièce: Ailerons Trapézoïdaux

Général | Embases des ailerons | Forcer la valeur | Apparence | Commentaires

Nombre d'ailerons: 4

Inclinaison de l'aileron: 0 °

Longueur de la base de l'aileron: 12,7 cm

Longueur du bout de l'aileron: 6,6 cm

Hauteur: 4,06 cm

Longueur du bord d'attaque: 6,1 cm

Angle du bord d'attaque: 56,3 °

Coupe de l'aileron: Carré

Epaisseur: 0,3 cm

Placement

Position relative à: Bottom of the parent component

plus -1,27 cm

Rotation des ailerons: 0 °

Material

Matériaux composant la pièce: Balsa (0,098 oz/in³)

Finition de la pièce: Peinture classique (2,36 mil) Appliquer à tous

Root Fillets

Fillet radius: 0 cm

Fillet material: Balsa (0,098 oz/in³)

Masse de la pièce: 12,4 g Séparer les ailerons Convertir en forme libre Export to SVG Annuler Accepter

Figure III.8 : ailerons configuration

Cordon amortisseur configuration

Nom de la pièce: Cordon amortisseur

Général | Radial position | Forcer la valeur | Apparence | Commentaires

Longueur du cordon amortisseur 40 cm

Material

Matériau du cordon amortisseur: Corde Elastique (ronde 2mm, 1/16 in) (0,019 oz...

Placement

Position relative à: Top of the parent component

plus 12,7 cm

Longueur emballé: 3,81 cm

Diamètre emballé: 6,1 cm

☐ Automatic

Masse de la pièce: 0,72 g Annuler Accepter

Figure III.9 : cordon amortisseur configuration

Parachute configuration

Nom de la pièce: Personnalisé Bibliothèque de pièces

Général | Position sur le périmètre | Forcer la valeur | Apparence | Commentaires

Canopée:

Diamètre:

Matériau:

Coefficient de traînée C_D :

Suspentes:

Nombre de suspentes:

Longueur des suspentes:

Matériau:

Placement

Position relative à:

plus

Longueur plié:

Diamètre plié:

☐ Automatic

Deployment

Déploiement à:

Retard

Altitude:

† Le paramètre peut être écrasé dans chaque configuration de vol.

Masse de la pièce: 7,98 g

Figure III.10 : parachute configuration

Sélectionnez un moteur fusée

Choisir la courbe de poussée:

Retard de la charge d'éjection:

(Nombre de secondes ou "Aucun")

☒ Cacher les courbes de poussées similaires

☒ Hide motors which are not in regular production

Motor name column: ☐ Use common name ☒ Use manufacturer's designation

Fabricant	Nom	Impulsion total	Case	Diamètre	Longueur
AeroTech	H999N	320	RMS-38/360	1,5 in	7,99 in
AeroTech	HP-H45W	322	SU 38.0x203.0	1,5 in	7,99 in
AeroTech	I180W	326	RMS-38/360	1,5 in	7,52 in
AeroTech	I161W	333	RMS-38/360	1,5 in	7,52 in
AeroTech	I175WS	333	SU 38.0x214.0	1,5 in	8,43 in
Contrail Rockets	I500-HP	338	38 28 XF HP (...)	1,5 in	28,3 in
AeroTech	HP-I140W	339	SU 38.0x202.7	1,5 in	7,98 in
Cesaroni Technology Inc.	338I180-14A	340	Pro38-3G	1,5 in	9,57 in
AeroTech	I225FJ	350	RMS-38/480	1,5 in	9,45 in
AeroTech	I245G	351	RMS-38/360	1,5 in	7,95 in
AeroTech	I357T	356	RMS-38/360	1,5 in	7,99 in
Contrail Rockets	I221-PVC	359	38 28 M PVC ...	1,5 in	28,3 in
Cesaroni Technology Inc.	364I212-14A	364	Pro38-3G	1,5 in	9,61 in
Cesaroni Technology Inc.	370I566-15A	370	Pro38-3G	1,5 in	9,65 in
AeroTech	I40N-P	377	SU 38.0x203.0	1,5 in	7,99 in
AeroTech	I154J	384	RMS-38/480	1,5 in	9,49 in
AeroTech	I49N	384	RMS-38/360	1,5 in	7,24 in
Cesaroni Technology Inc.	396I195-16A	395	Pro38-3G	1,5 in	9,65 in
Cesaroni Technology Inc.	395I55-9A	395	Pro38-3G	1,5 in	9,65 in
Cesaroni Technology Inc.	408I345-15A	399	Pro38-3G	1,5 in	9,65 in
Cesaroni Technology Inc.	411I175-14A	411	Pro38-3G	1,5 in	9,65 in

Number of motors: 678

Rechercher:

Filtrer les moteurs | **Montrer en détails**

☐ Ne pas afficher les moteurs déjà utilisés

Fabricant

☒ AMW/ProX

☒ AMWProX

☒ AeroTech

☒ Alpha Hybrid Rocketry LLC

☒ Animal Motor Works

☒ Apogee

Impulsion total

Dimensions moteur

Dimensions du porte moteur: 2,99 in x 40 in

Diamètre

☒ Afficher uniquement les moteurs dont le diamètre est égale au porte moteur

Longueur

☒ Limiter la longueur du moteur à celle du porte moteur

Figure III.11 : moteur de fusée

III.4 Simulation sous openrocket :

- Simulation à $M=0.381$:

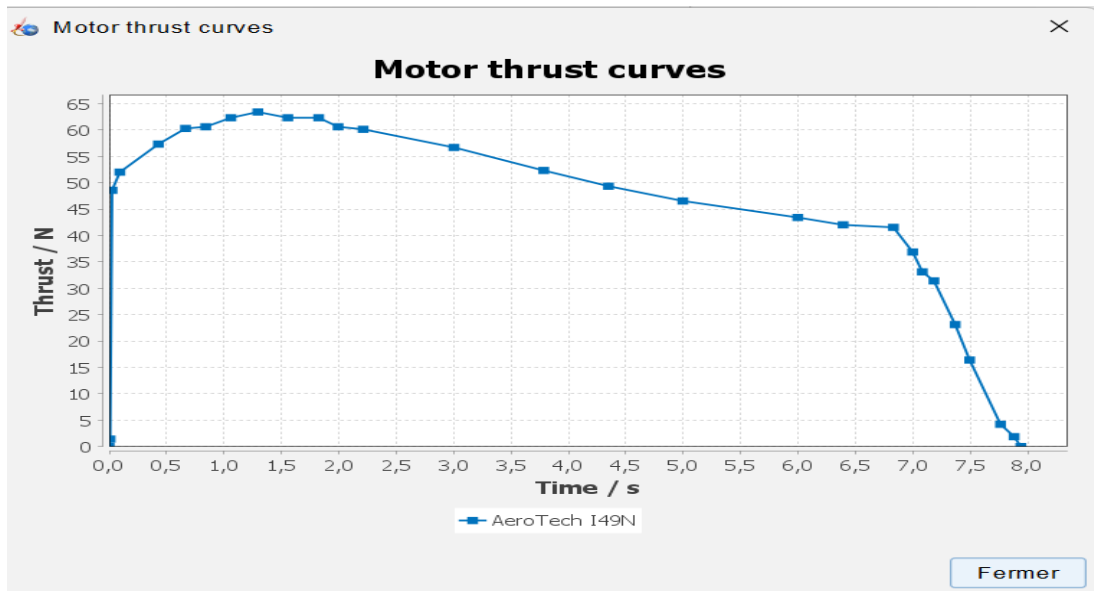


Figure III.12: graphe de portance de moteur

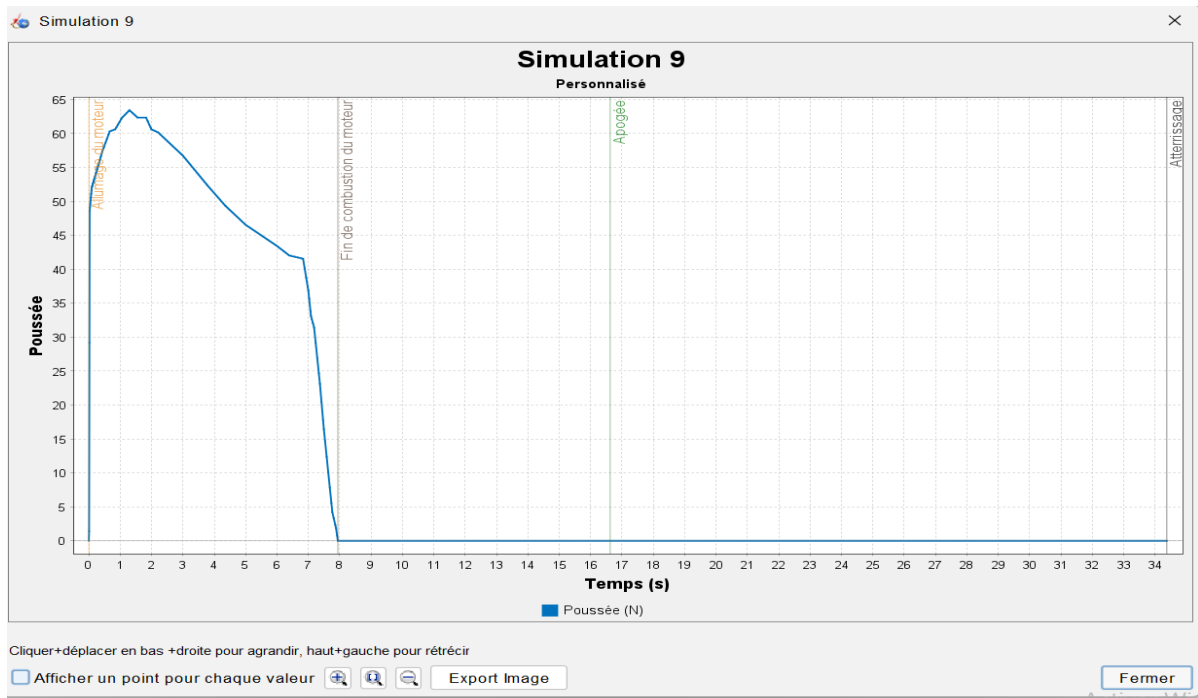


Figure III.13 : graphe de la poussée à $M=0.381$

- la courbe présente le profil caractéristique du moteur, avec un pic initial suivi d'un plateau de combustion, qui fournit l'énergie nécessaire pour atteindre Mach 0,381.

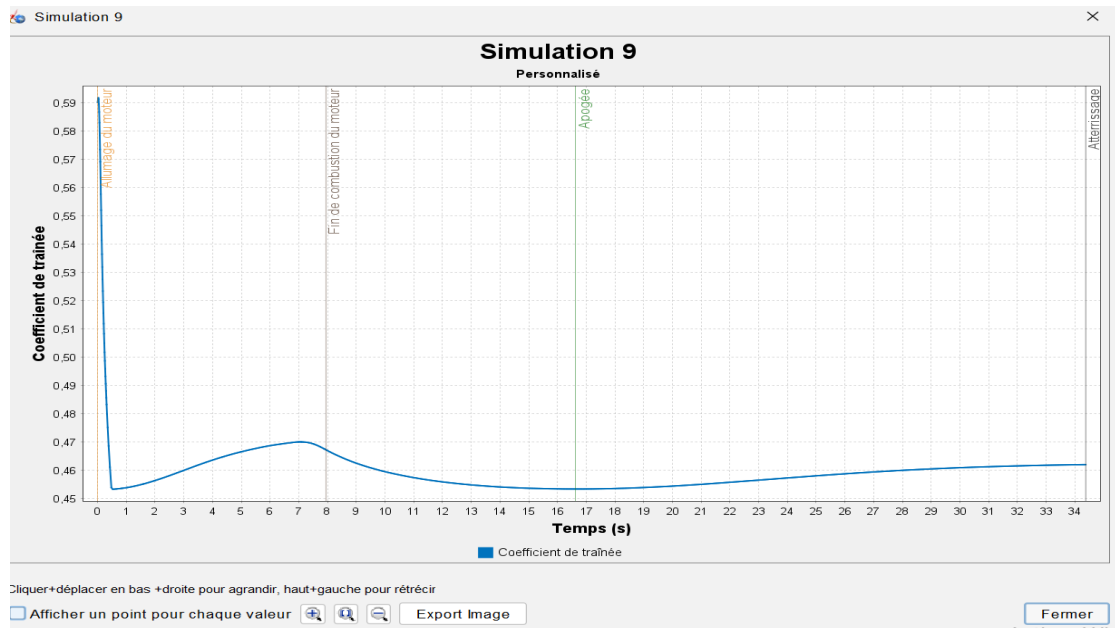


Figure III.14 : graphe du coefficient de trainée à $M=0.381$

- Le C_d reste bas et constant, ce qui est caractéristique d'un écoulement subsonique où la traînée de frottement domine et où aucune onde de choc n'apparaît.

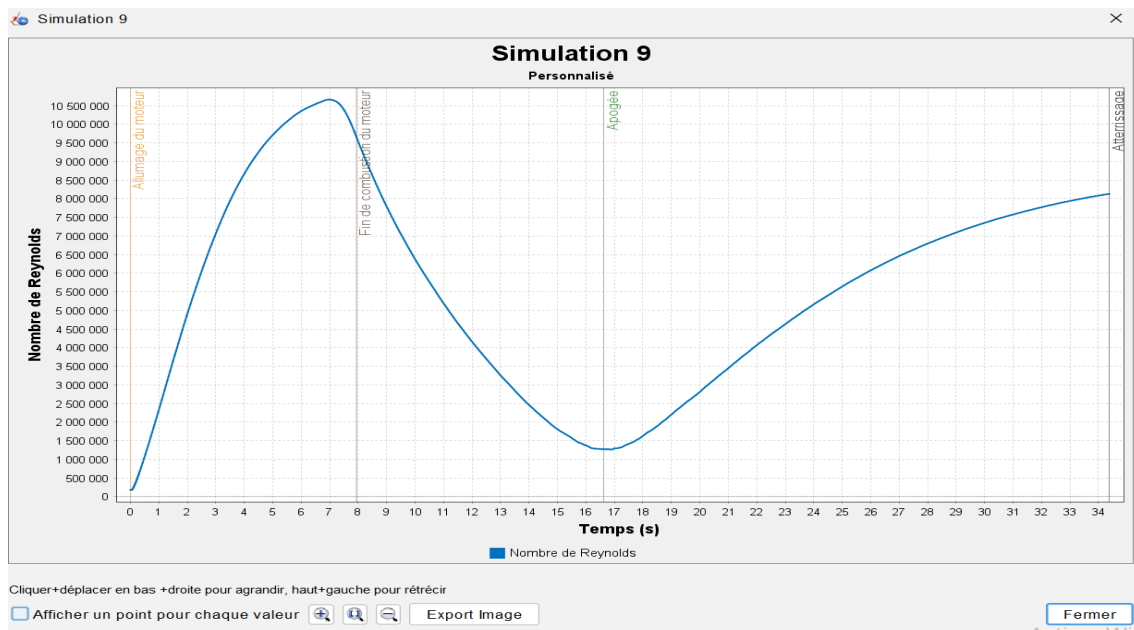


Figure III.15 : graphe de nombre de Reynolds à $M=0.381$

- Le nombre de Reynolds augmente avec la vitesse durant la propulsion, puis chute après l'extinction, ce qui indique une transition vers un écoulement turbulent en phase de boost.

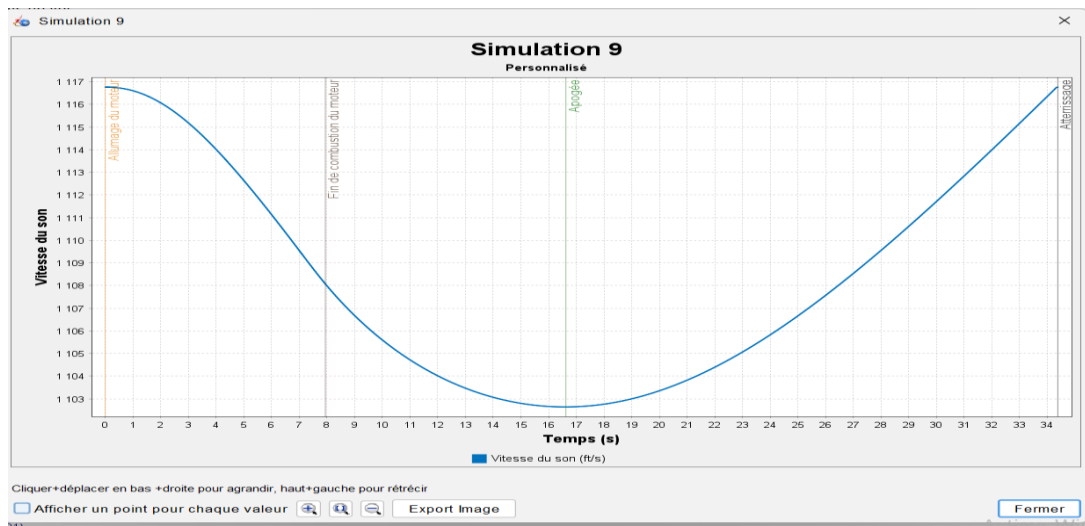


Figure III.16 : graphe de la vitesse du son à $M=0.381$

- La vitesse du son décroît légèrement avec l'altitude, conformément au gradient thermique standard de la troposphère.

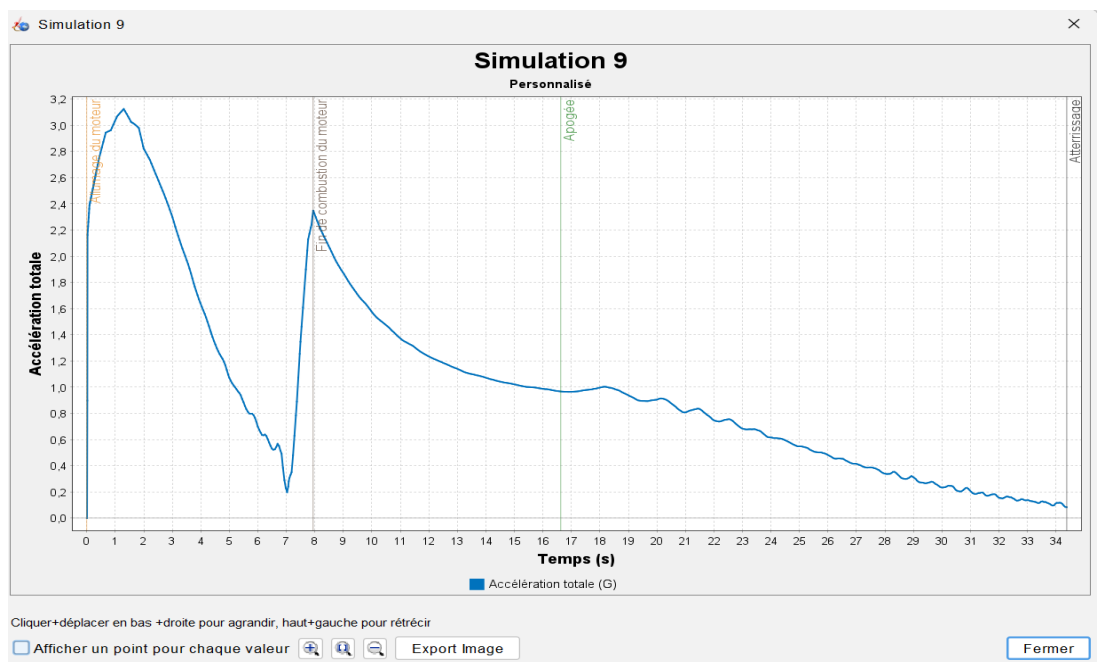
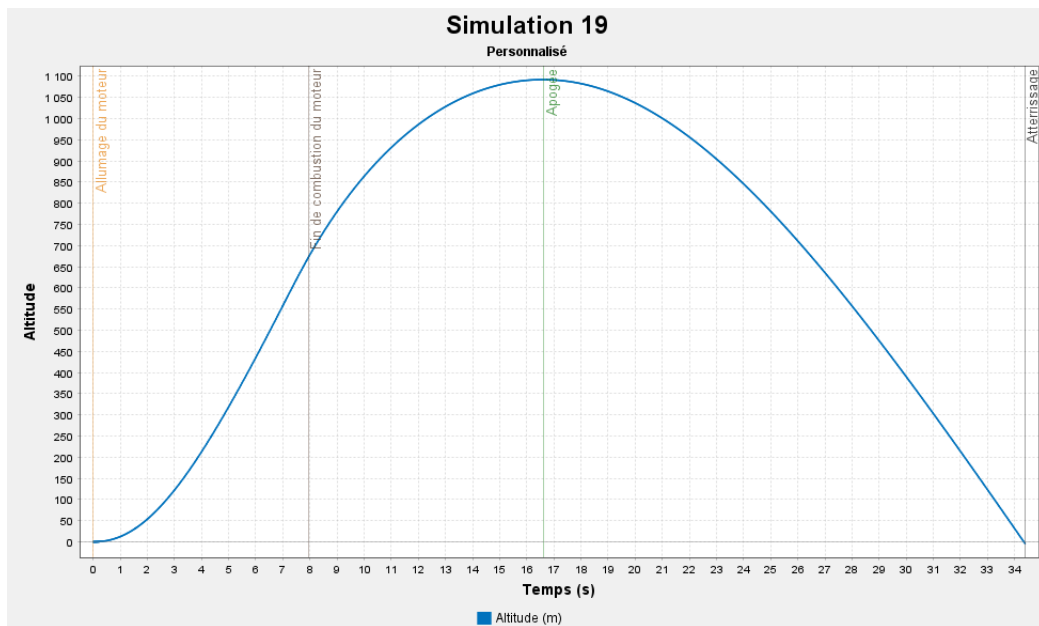


Figure III.17 : graphe d'accélération totale à $M=0.381$

- L'accélération augmente pendant la combustion (masse décroissante) avant de chuter brutalement à l'extinction du moteur sous l'effet de la gravité et de la traînée.



• *Figure III.18 : graphe d'altitude à $M=0.381$*

• **Simulation à $M = 0.526$:**

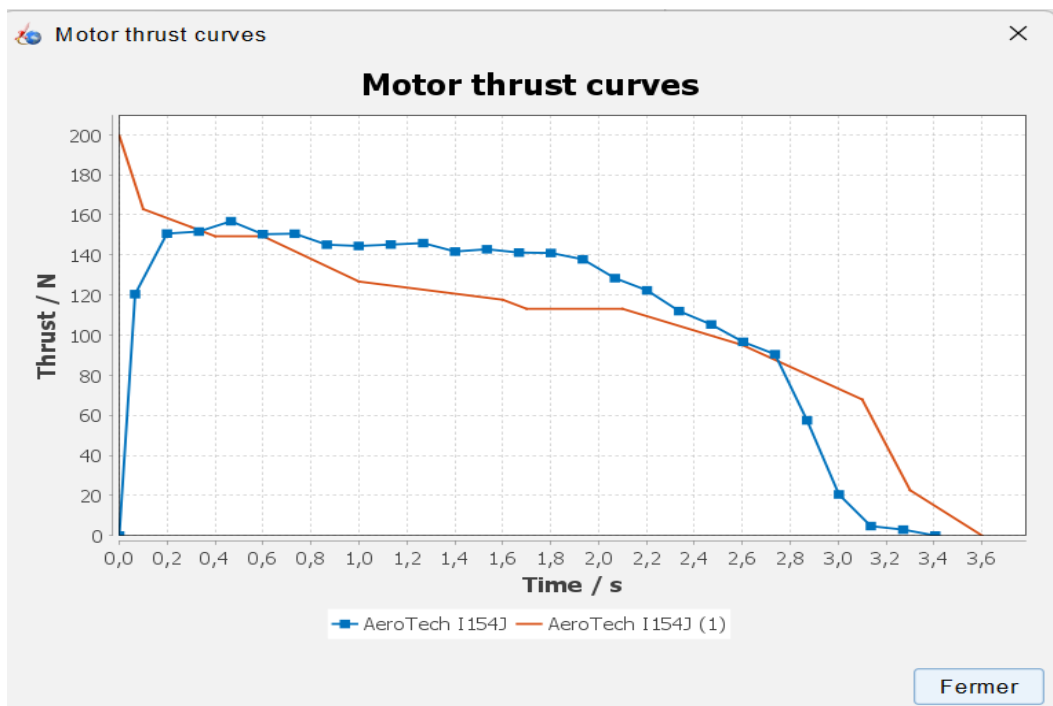


Figure III.19: graphe de portance de moteur

- De même que pour $M=0.381$, la portance reste négligeable, ce qui confirme la stabilité aérodynamique longitudinale du modèle à cette vitesse intermédiaire.

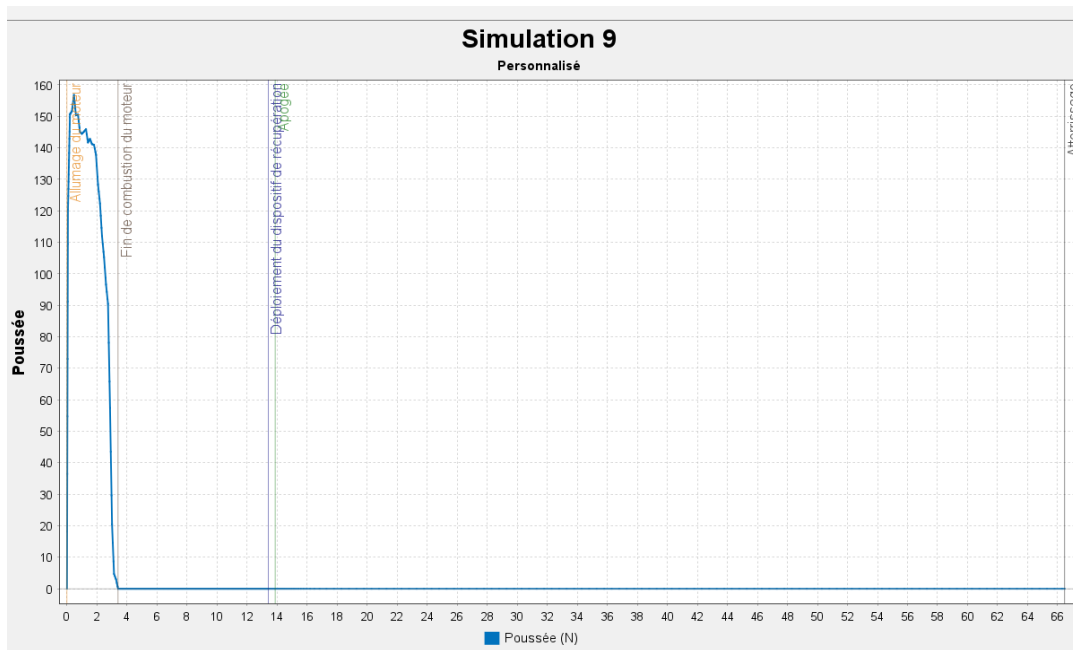


Figure III.20: graphe de la poussée à $M=0.526$

- Le profil de poussée est identique aux autres cas (même moteur), la différence de Mach final venant uniquement des conditions de vol ou de la masse.

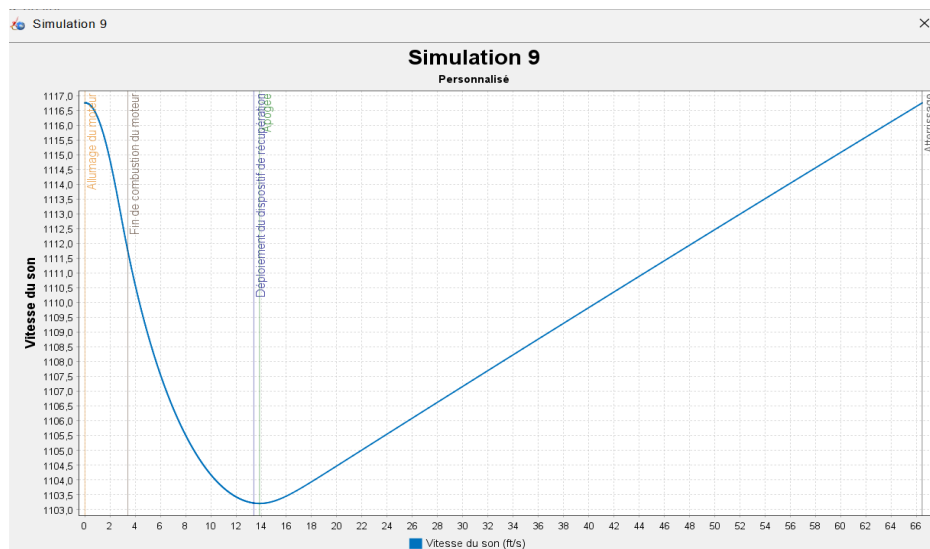


Figure III.21 : graphe de la vitesse du son à $M=0.526$

- Même tendance décroissante avec l'altitude ; la valeur locale du son définit le seuil transsonique approché par la fusée.

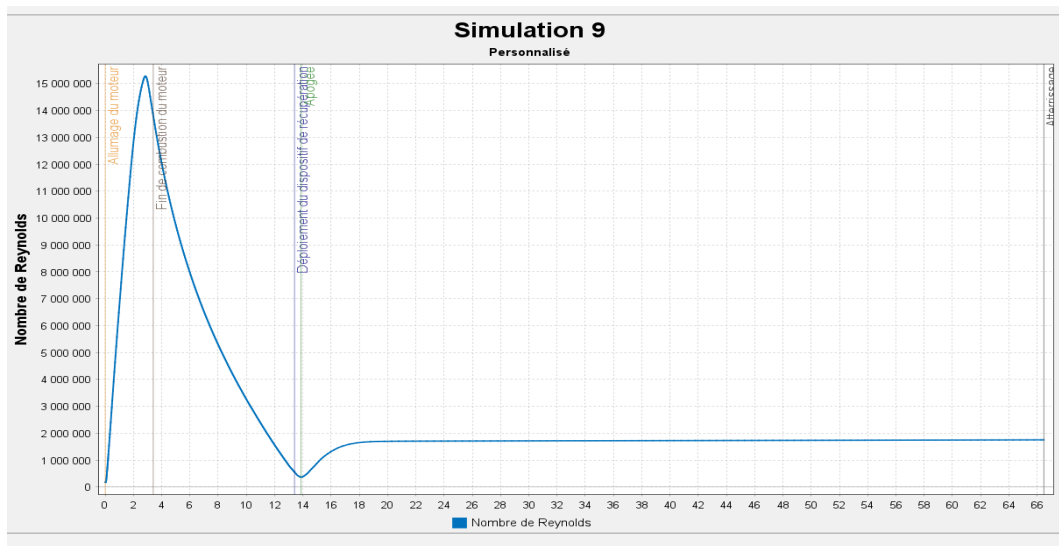


Figure III.22: graphe de nombre de Reynolds à $M=0.526$

- La vitesse accrue augmente les valeurs maximales par rapport à $M=0.381$, ce qui renforce la turbulence de la couche limite.

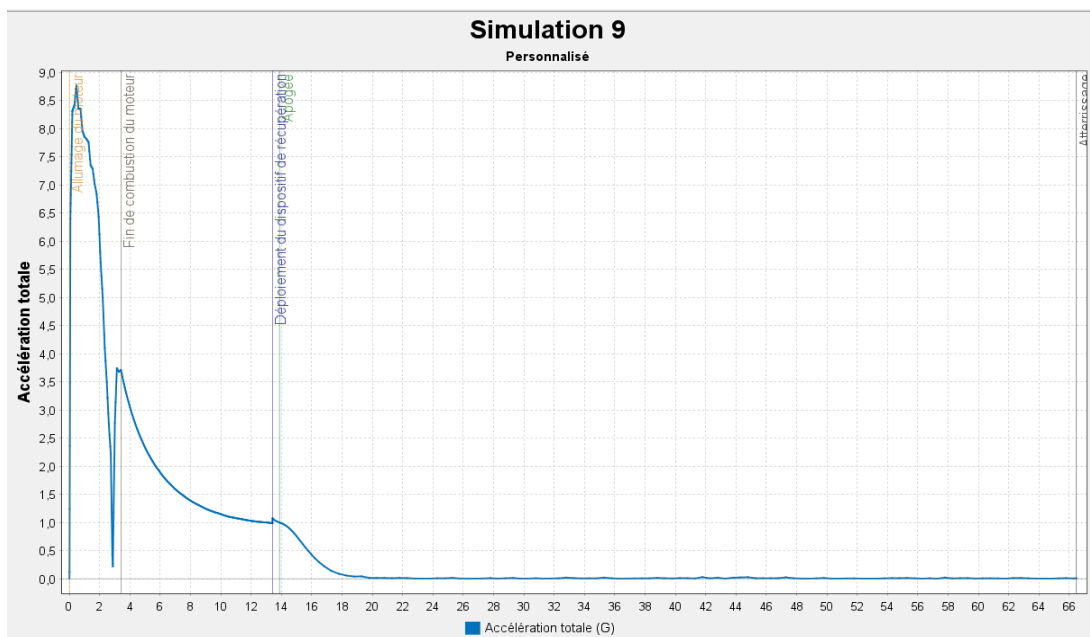


Figure III.23: graphe d'accélération totale à $M=0.526$

- Le pic d'accélération est plus prononcé qu'à $M=0.381$, ce qui traduit une dynamique de vol plus énergétique avant le freinage aérodynamique.

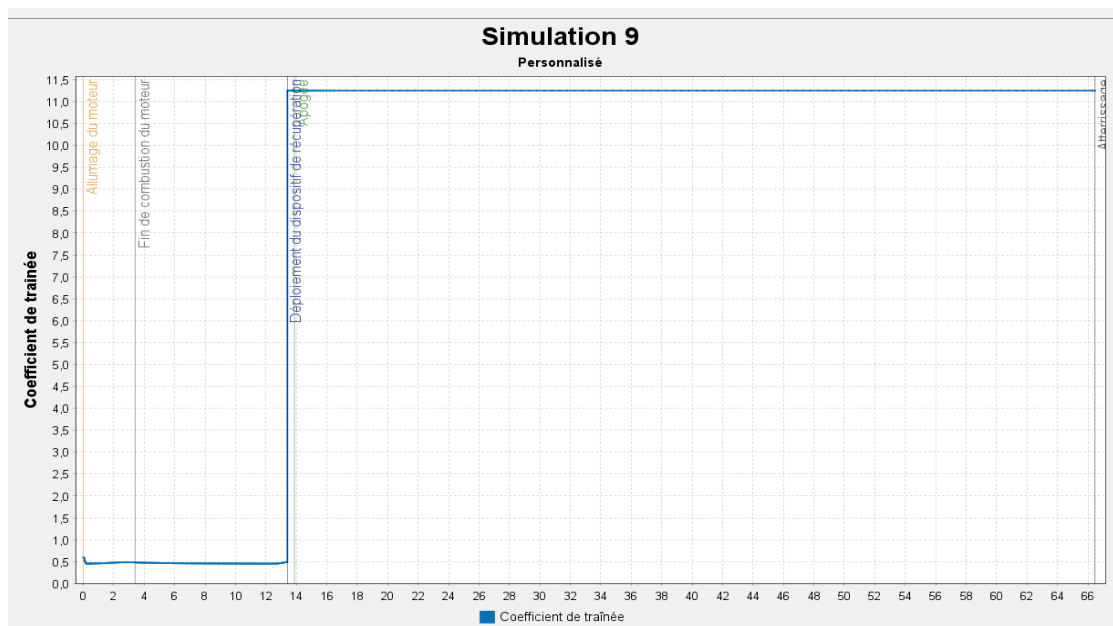


Figure III.24 : graphe du coefficient de trainée à $M=0.526$

- Le C_d commence à montrer une légère augmentation par rapport au cas subsonique, ce qui préfigure les effets de compressibilité.

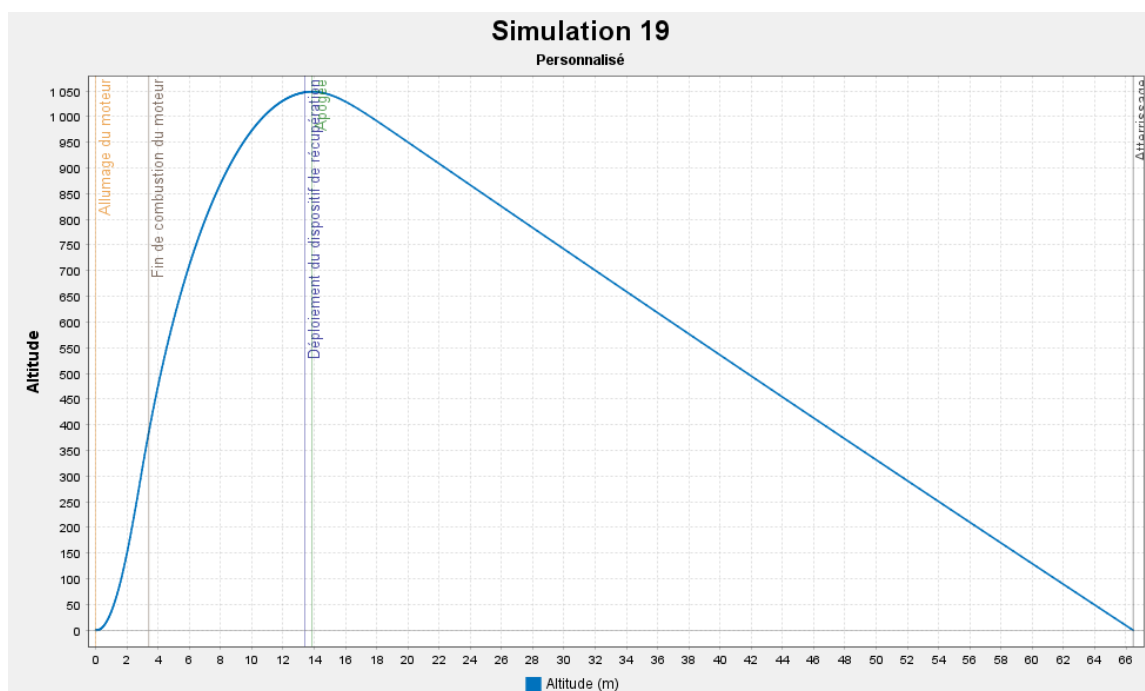


Figure III.25 : graphe d'altitude à $M=0.526$

- La courbe de poussée reste inchangée ; c'est l'aérodynamisme externe qui limite ou autorise l'atteinte de ce Mach élevé.

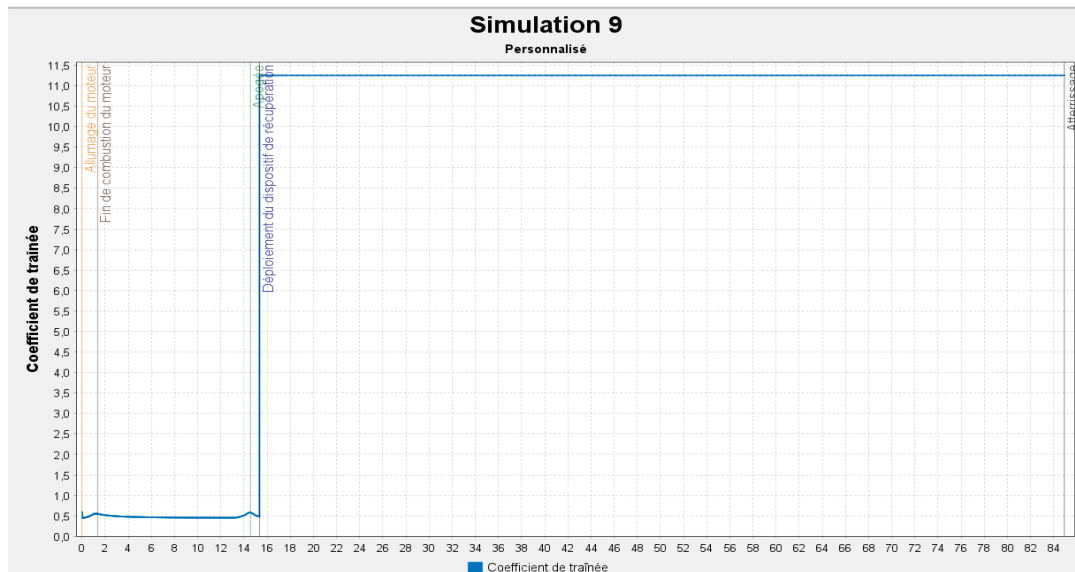


Figure III.28 : graphe du coefficient de trainée à $M=0.931$

- Hausse importante du C_d provoquée par la traînée d'onde (wave drag) caractéristique de l'approche du mur du son ($M \approx 1$).

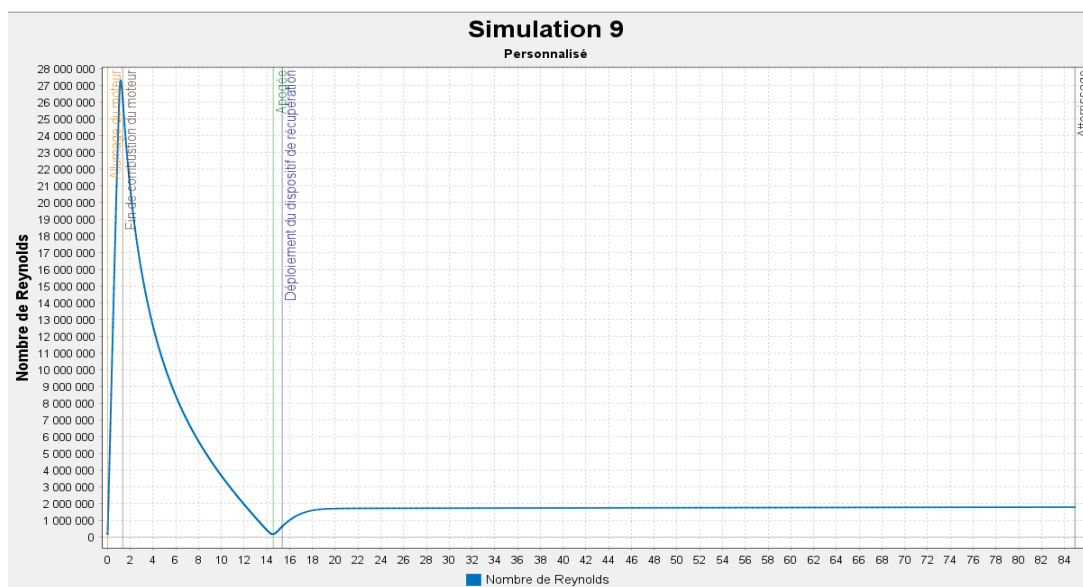


Figure III.29 : graphe de nombre de Reynolds à $M=0.931$

- Atteint ses valeurs absolues maximales, indiquant un écoulement très turbulent et une couche limite soumise à de forts gradients de pression.

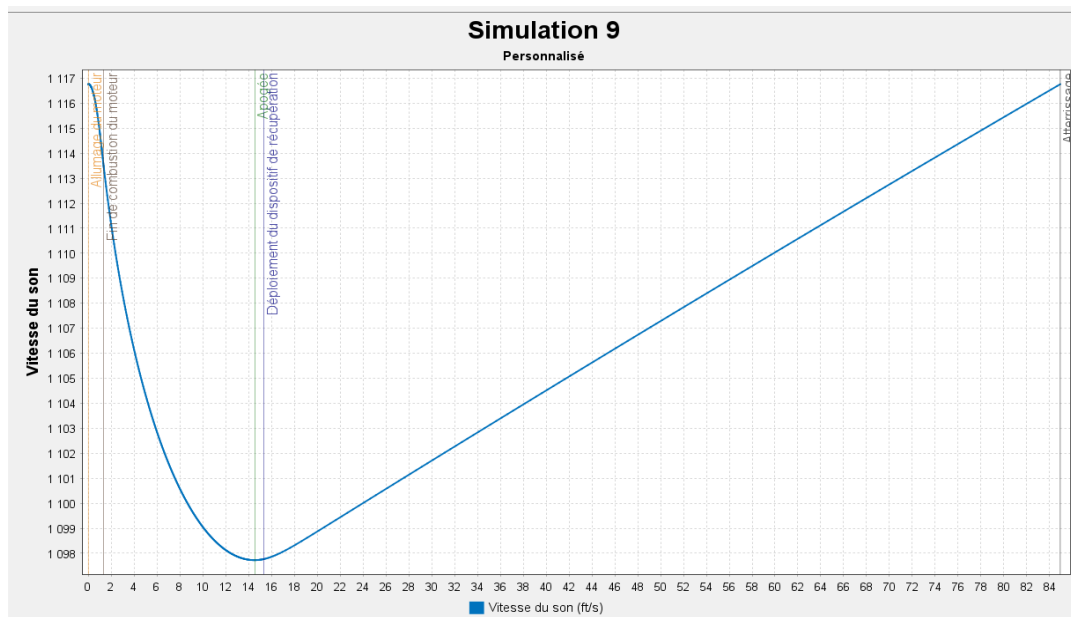


Figure III.30: graphe de la vitesse du son à $M=0.931$

- Référence atmosphérique identique ; le rapport V/V_{son} montre que la fusée est dans la zone critique transsonique.

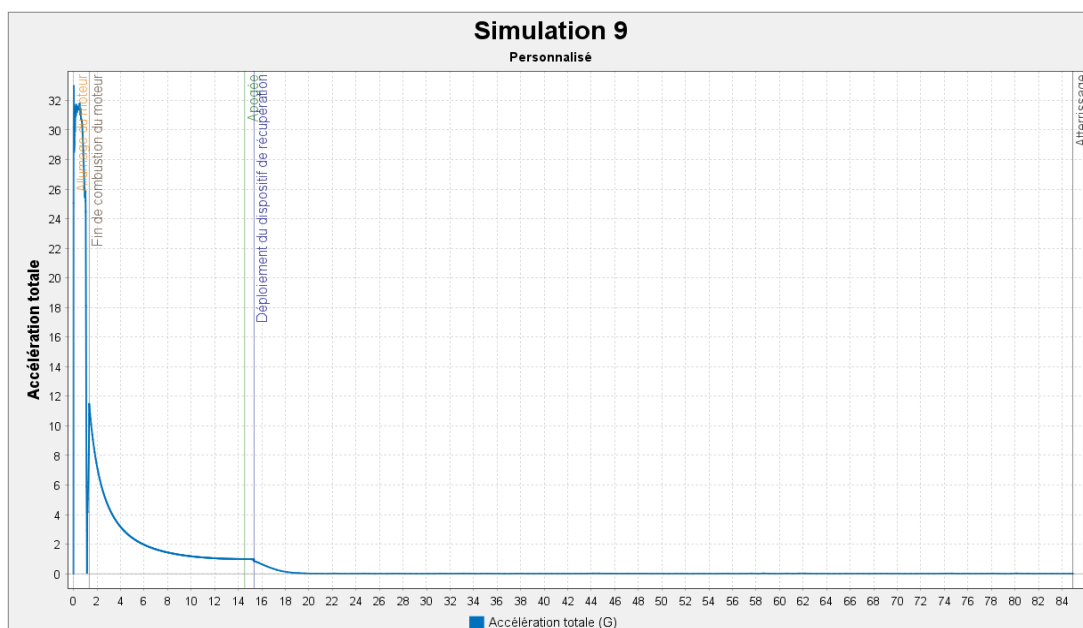


Figure III.31: graphe d'accélération totale à $M=0.931$

- Décélération post-combustion plus brutale qu'aux autres Machs , du fait de la forte traînée transsonique qui freine fortement le véhicule.

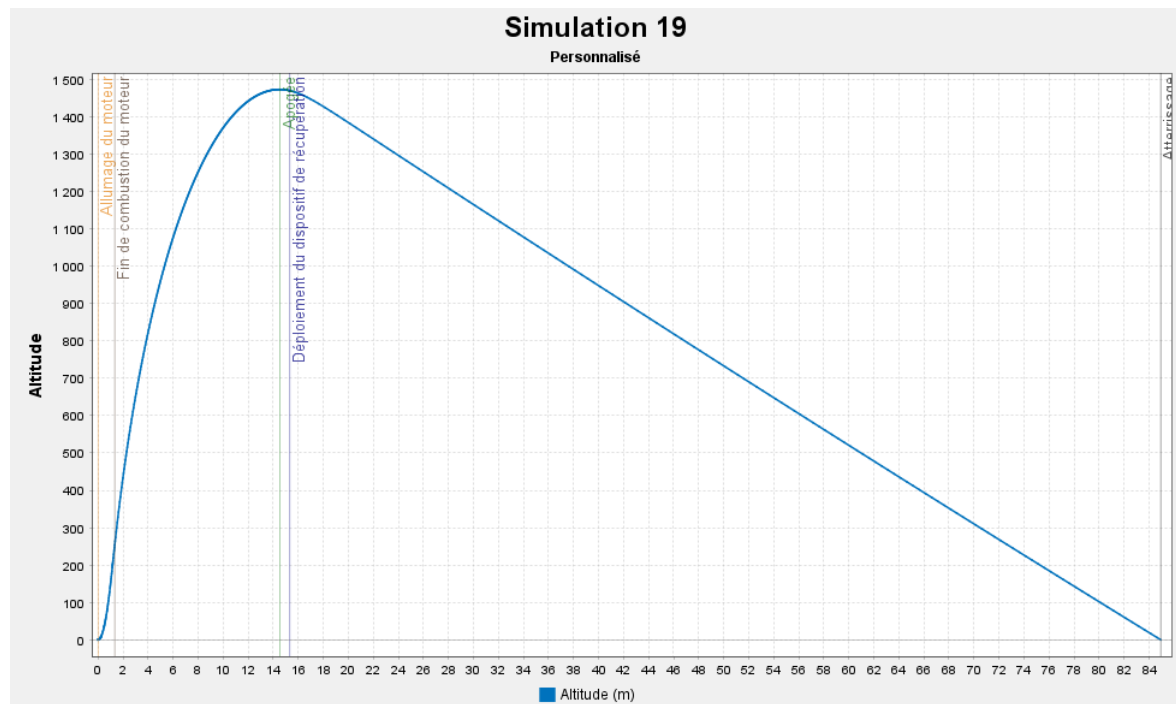


Figure III.32: graphe d'altitude à $M=0.931$

III.5 Etude de l'influence de quelques paramètres :

- Données extraites de openrocket :

Simulation à mach=0.381

- Vitesse max=129 m/s
- Apogée=1144m
- Masse avec moteur=1.568 kg
- Accélération max :3.13G

Simulation à mach=0.526

- Vitesse max=178 m/s
- Apogée =474 m
- Masse avec moteur=1.662 kg
- Accélération max=8.76 G

Simulation à mach=0.931

- Vitesse max=316 m/s
- Apogée =1473 m
- Masse avec moteur =1.750 kg

- Accélération max=33G
- **Calculs des paramètres énergétiques :**

Paramétré	M=0.381	M=0.526	M=0.931
Vitesse fusée U (m/s)	129	178	316
Vitesse éjection V_e (m/s)	2060	2060	2060
η_{prop} (%)	12.4	17.2	29.9
ΔV théorique (m/s)	356	356	356
ΔV réel (m/s)	129	178	316
Pertes de vitesse (ΔV_{pertes}) (m/s)	227 (63.7%)	178 (50%)	40 (11.2%)
C_f	1.13	1.13	1.13
C^* (m/s)	1490	1490	1490
I_{total} (N.s)	420	420	420

Tableau III.1 : récapitulatif complet

• INTERPRÉTATION DES RÉSULTATS :

1. Rendement de propulsion croissant : Plus la fusée va vite (Mach élevé), meilleur est le transfert d'énergie des gaz vers la fusée (de 12.4% à 29.9%).
2. Réduction spectaculaire des pertes : À M=0.931, les pertes ne sont que de 11.2% contre 63.7% à M=0.381, montrant une bien meilleure efficacité énergétique.
3. Impact du régime transsonique : Malgré un meilleur rendement de propulsion, la traînée d'onde à $M \approx 1$ (visible sur le graphe III.27) augmente les pertes aérodynamiques.

III.6 Conclusion :

Ce chapitre était consacré à la conception du modèle de fusée et à la simulation de ses performances sur OpenRocket. L'analyse des résultats a permis d'apprécier le comportement de la fusée et l'influence des différents nombres de Mach sur ses performances aérodynamiques et sa stabilité. Les résultats obtenus confirment l'intérêt de la simulation numérique pour optimiser la conception de la fusée.

Conclusion générale :

L'objectif de ce mémoire était de concevoir et de simuler numériquement un modèle de fusée à l'aide des logiciels SolidWorks et OpenRocket, afin d'analyser ses performances aérodynamiques et énergétiques dans différentes conditions de vol.

SolidWorks a permis, grâce à la modélisation 3D, de définir précisément la géométrie de la fusée (nose cone, body tube, ailettes et système de récupération). L'importation du modèle dans OpenRocket a ensuite permis de simuler le comportement en vol pour trois nombres de Mach caractéristiques, à savoir $M = 0,381$, $M = 0,526$ et $M = 0,931$.

Les résultats obtenus montrent clairement que l'augmentation du nombre de Mach conduit à une amélioration du rendement de propulsion qui passe de 12,4 % à 29,9 %, mais aussi à une augmentation importante du coefficient de traînée lorsque l'on s'approche du régime transsonique, du fait de l'apparition de la traînée d'onde. L'équation de Tsiolkovski a montré que plus le Mach augmente, plus les pertes de vitesse diminuent, ce qui signifie que l'énergie du propergol est mieux utilisée.

Cette étude montre que la simulation numérique est un outil puissant et fiable pour optimiser la conception d'une fusée avant sa fabrication, en diminuant les coûts et les essais expérimentaux. Elle ouvre également la voie à des perspectives d'amélioration telles que l'optimisation de la géométrie de la tuyère, le choix du propergol et l'étude du comportement en régime supersonique et hypersonique.

Références bibliographiques

- [1] Sutton, G.P., & Biblarz, O. (2017). Rocket Propulsion Elements (9ème éd.). John Wiley & Sons.
- [2] Anderson, J.D. (2017). Introduction to Flight (8ème éd.). McGraw-Hill Education.
- [3] Anderson, J.D. (2003). Modern Compressible Flow (3ème éd.). McGraw-Hill.
- [4] Huzel, D.K., & Huang, D.H. (1992). Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines. AIAA.
- [5] Humble, R.W., Henry, G.N., & Larson, W.J. (1995). Space Propulsion Analysis and Design. McGraw- Hill.
- [6] Hill, P.G., & Peterson, C.R. (1992). Mechanics and Thermodynamics of Propulsion (2ème éd.). Addison-Wesley.
- [7] Sutton, G.P. (2010). History of Liquid Propellant Rocket Engines. AIAA.
- [8] Sutton, G.P. (2016). Rocket Propulsion Elements. John Wiley & Sons.
- [9] Dassault Systèmes. (2024). SolidWorks Documentation. [Logiciel]. Dassault Systèmes.
- [10] OpenRocket Development Team. (2024). OpenRocket Technical Documentation. [Logiciel libre].
- [11] Brown et al. (2018). Validation of OpenRocket simulations against experimental data. Sage Journals.
- [12] Nanditta et al. (2021). Design and structural analysis of high-power rockets using OpenRocket.
- [13] Rohini et al. (2022). Design, analysis and testing of a solid propellant rocket using OpenRocket. ScienceDirect.
- [14] A Static Stability Analysis Method for Passively Stabilized Sounding Rockets. (2024). MDPI.
- [15] Abdullah et al. (2025). Aerodynamic optimization of a sounding rocket using OpenRocket and SolidWorks. MDPI.
- [16] Doukkari, K., & Aissaoui, O. F. (2020). Conception et simulation numérique d'une fusée. Mémoire de Master 2 en Aéronautique, option Structure d'Avion, Université Saad Dahlab Blida1.

- [17] Morakchi, M. T. & Telia, A. (2023). Influence des caractéristiques structurelles des ailerons sur la stabilité. Mémoire de Master en Aéronautique, option Propulsion Spatiale, Université Saad Dahlab Blida 1, 104 p., n° 022/2023.
- [18] Rocket Propulsion Fundamentals. NASA.
- [19] TURNER MJ.L(2009) Rocket and spececraft propulsion .Springer
- [20] FORTESCUE ,P.et al (2011).Spacecraft systems Engineering .John Wiley sons