

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la
Recherche Scientifique



Université Echahid Hamma Lakhdar d'El-Oued

FACULTE DE TECHNOLOGIE

DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE



Mémoire de fin d'étude

Présenté pour l'obtention du diplôme de

MASTER ACADEMIQUE

Domaine : Sciences et Technologies

Filière : Génie mécanique

Spécialité : Energétique

Thème

Etude des paramètres aérodynamiques et géométriques
pour une fusée de courte ou moyenne portée

Devant le jury composé de :

Présenté par :

Atia Abd Almalek Président
Khachekhouche Abd Examineur
Arrhmane
Boukhari Ali Encadreur

- NAMOUSSA Mohcen
- FERDJANI Atik

2019-2020

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Dédicace

A nos chers pères et mères

A nos frères et sœurs

A tous nos chers amis

Remerciements

Dans les dons, nous remercions ALLAH qui nous a donné force et
patience pour achever ce travail

Nous remercions sincèrement notre professeur Ali Boukhari de
nous avoir patiemment encadrés et dirigés, de nous retrouver avec
tout le respect et l'appréciation de nous avoir accordé cette
expérience et de bénéficier de son expérience dans ce domaine.

Nous remercions également sincèrement
S. Megdoud, A. Guerrah et A. Hadjadj de nous avoir aidés à
achever ce travail.

Table des matières

<i>Dédicace</i>	i
<i>Remerciements</i>	ii
Table des matières.....	ii
Introduction générale.....	1
Chapitre I : SYNTHESE BIBLIOGRAPHIQUE ET GENERALITES SUR LES FUSEE.....	3
I.1. Introduction :.....	4
I.2. Synthèse bibliographique :.....	4
I.3. Fusée :.....	10
I.3.1. Moteur-fusée :.....	10
I.3.2. Fonctionnement d'un moteur-fusée :.....	10
I.3.3. Types des moteurs des fusées :.....	11
I.3.4. Forces aérodynamiques :.....	16
I.4. Vol de fusée :.....	21
I.4.1. Notion sur le vol de la fusée :.....	21
I.4.2. Les phases de vol :.....	21
I.5. Utilisation des fusées :.....	22
I.5.1. Lanceurs de l'espace :.....	22
I.5.2. Vaisseau spatial :.....	23
I.5.3. Militaires et d'autres applications :.....	23
I.5.4. Autres applications :.....	Error! Bookmark not defined.
Chapitre II : VOL STABLE ET, DIMENSIONNEMENT.....	25
II.1. Vol stable :.....	26
II.1.1. Définition de la stabilité de la fusée :.....	26
II.1.2. Conditions de stabilité :.....	26
II.1.3. Résistance de l'air :.....	28
II.1.4. Trajectoire :.....	29
II.2. Dimensionnements :.....	33
II.2.1. Composants de fusée :.....	33
II.2.2. Dimensionnements des fusées :.....	40
Chapitre III : ETUDE AERODYNAMIQUE EN ANSYS FLUENT®.....	47

III.1. Introduction :	48
III.2. Hypothèses simplificatrices :	48
III.3. Modèle mathématique :	48
III.4. ANSYS FLUENT® :	50
Preprocessing :	50
Solution :	Error! Bookmark not defined.
Post-processing :	50
III.5. Procédure numérique :	51
III.5.1. Pré-Processing :	51
III.5.2. Génération de maillage :	52
III.5.3. Processing :	55
Chapitre IV : RESULTATS ET DISCUSSION	58
IV.1. Introduction :	59
IV.2. Validation des résultats :	59
IV.3. Interprétation des résultats :	62
IV.3.1. Champ de pression :	62
IV.3.2. Champ de vitesse :	64
IV.3.3. L'effet de changement de vitesse sur le coefficient de pression :	66
IV.3.4. Effet de changement de vitesse de vol sur les coefficients de trainée et de portance :	68
Conclusion générale	69
Références bibliographiques	71

Liste des figures

Figure I-1 : Principe d'action réaction [7].....	11
Figure I-2: Organigramme schématique d'un moteur de fusées d'à propergol liquide avec un système d'alimentation de pression de gaz[9].	12
Figure I-3 : Vue de trois quarts simplifiés de section de perspective d'un moteur typique de fusée de propergol solide[13].....	14
Figure I-4: Schéma de principe d'un moteur de fusées à propergol hybride typique[9]	14
Figure I-5 : Sketch des diverses technologies de propulsion	15
Figure I-6 : Bilan des forces aérodynamiques appliqué à la fusée.....	16
Figure I-7 : Poussée du moteur-fusée.....	19
Figure I-8 : Résistance de l'air.....	20
Figure I-9 : Poids de la fusée.....	21
Figure I-10 : Schéma montrant les phases du vol du fusée.....	22
Figure II-1 : les positions des efforts aérodynamiques sur la fusée	26
Figure II-2 : Fusée instable.....	27
Figure II-3 : Fusée stable.....	27
Figure II-4 : Résistance de l'air	28
Figure II-5 : Bilan des forces appliquées durant les phases ascendantes et descendantes	30
Figure II-6 : Bilan des forces appliquées pendant le vol oblique.....	31
Figure II-8 : Diverses géométries de cône de nez: (a) conique, (b) ogive sécante, (c) elliptique, (d) parabolique, (e) 1/2 puissance (ellipsoïde) et (f) série Haack (Von Karman).[16]	37
Figure II-9 : Différentes formes d'ailerons.....	38
Figure II-10 : Types de profils aérodynamiques	39
Figure II-11 : Modèle de RAAD-01 fait via OpenRocket	41
Figure II-12 : Ogive avec un épaulement.....	42
Figure II-13 : Forme et dimensions de l'ailette	44

Figure II-14 : Capture d'écran de "RAAD-01" sur OpenRocket.....	45
Figure II-15 : Finition 3D.....	45
Figure II-16 : Vue arrière de la fusée	46
Figure III-1: géométrie de fusée.....	52
Figure III-2: Structure de maillage.....	53
Figure III-3: Conditions aux limites.....	54
Figure III-4: les modelés utilisés	55
Figure III-5: Matériaux et propriétés.....	55
Figure III-6:condition aux limites: vitesse d'entrée "inlet"	56
Figure III-7: conditions aux limites: sortie d'air "outlet"	56
Figure III-8: conditions aux limites: obstacle "rocket"	57
Figure IV-1: Géométrie de corps d'A Ahmed [17].....	60
Figure IV-2: Comparaison des valeurs de CP de la fusée avec celui du corps d'A Ahmed.....	61
Figure IV-3: Champ de pression statique pour différentes vitesses.....	62
Figure IV-4 : Champs de vitesses pour différentes valeurs de vitesse de vol.	64
Figure IV-5: Effet de la vitesse de vol sur le coefficient de pression.	66
Figure IV-6 : Coefficients de trainée et de portance enregistrés différentes vitesses de vol. ..	68

Nomenclature

CPA	: Centre de Portance Aérodynamique	/
Cdg	: Centre de gravite	/
RA	: Composante axiale nommée trainée	/
RN	: Composante normale nommée portance	/
γ	: L'accélération	m/s ²
F _{ext}	: Forces extérieur	N
M	: Mass	Kg
V	: La vitesse	m/s
Z	: L'altitude	m
R	: Force de réaction d'air	N
g	: Gravité	m/s ²
F	: Force d'action	N
F _x	: Force sur l'axe X	N
F _z	: Force sur l'axe Z	N
R _x	: Force de réaction sur l'axe X	N
R _z	: Force de réaction sur l'axe Z	N
Θ	: Angle de site	°
P _z	: Force de Pesanteur sur l'axe Z	m/s ²
P _x	: Force de pesanteur sur l'axe X	m/s ²
r	: Rayon d'Ogive	m
ρ_t	: Le rayon de courbure du cercle	m
κ	: Le rapport du rayon de courbure d'une ogive tangente	/

INTRODUCTION

GENERALE

Introduction générale

L'aérodynamique est une science qui étudie le comportement des fluides au repos et en mouvement. C'est une science qui trouve des applications dans de nombreux domaines tels que l'astrophysique, la météorologie, la géophysique ...etc. Les propriétés aérobies sont divisées en plusieurs branches définies par les propriétés des fluides.

L'homme a toujours été étroitement lié à cette science, la domestication du cheval et l'invention de la roue ont eu une grande influence sur le présent dans lequel nous vivons maintenant.

Le dernier millénaire a été grandement affecté par la technologie des voiliers, que ce soit le commerce ou la guerre.

Au XXe siècle, l'avènement des avions et des voitures a motivé l'homme à progresser dans le domaine de l'aérodynamique.

Au début du XXIe siècle, la fusée peut être considérée comme une révolution émergente des transports. Cependant, peu de gens voyagent avec des véhicules propulsés par des fusées. Mais la plupart des communications locales et commerciales dépendent fortement des satellites, que ce soit les appels téléphoniques, Internet, les questions académiques ...etc.

Aujourd'hui, la plupart de nos informations sont transmises d'une partie du monde à une autre à travers l'espace.

Par conséquent, de nombreux scientifiques (Newton, Kongrave, Zasyadko, Hale, Goddard ... etc) ont constaté qu'il était important d'étudier l'aérodynamique du fusée pour suivre le rythme de ces développements rapides de la communication et de l'exploration humaines. Des débuts de la Chine ancienne à son développement rapide pendant la guerre froide.

La technologie aérodynamique est devenue la technologie principale à la fin du XXe siècle, elle affecte la vie et le travail d'un nombre croissant de personnes et de scientifiques qui souhaitent comprendre les principes de cette science.

L'objectif principal de ce travail est d'étudier l'aérodynamique d'un modèle de fusée que nous avons précédemment construit à l'aide du programme de dimensionnement des fusées baptisé OpenRocket.

Dans le chapitre suivant, nous ferons une recherche générale sur la fusée. Dans le deuxième chapitre, nous découvrirons les conditions de la stabilité de la fusée en vol. Dans le troisième chapitre, nous effectuerons une simulation numérique sur un ordinateur en utilisant le programme commercial (ANSYS Fluent®), et nous fournirons une étude générale du flux d'air autour d'une fusée de petite et moyenne portée afin de calculer le coefficient de portance C_L et le coefficient, de trainée C_D et de trouver la relation entre eux et ensuite nous comparons les résultats obtenus avec les résultats de Corps d'Achmed ..

Chapitre I

SYNTHESE BIBLIOGRAPHIQUE ET GENERALITES

SUR LES FUSEES

I.1. Introduction :

De nombreux développements ont été réalisés depuis le début de l'apparition de fusée, avec de nombreuses contributions de chercheurs, où de nombreuses méthodes et équations mathématiques ont été développées qui décrivent le missile (à courte et à moyenne portée) de manière aérodynamique et le comparent à la simulation afin d'obtenir les meilleures performances souhaitées

I.2. Synthèse bibliographique :

Les premières fusées ont été utilisées comme systèmes de propulsion pour les flèches et peuvent être apparues dès le 10^e siècle dans la Chine de la dynastie Song. Cependant, des preuves documentaires plus solides n'apparaissent qu'au 13^e siècle. La technique s'est probablement répandue en Eurasie à la suite des invasions mongoles du milieu du 13^e siècle. L'utilisation de roquettes comme armes avant que la fusée moderne ne soit attestée en Chine, en Corée, dans le sous-continent indien et en Europe.

Archytas 400 av. J.-C : Un des premiers dispositifs pour utiliser avec succès les principes essentiels pour monter en flèche le vol était un oiseau en bois. Les écritures d'Aulus Gellius, un romain, racontent une histoire d'un Grec appelé Archytas qui a vécu dans la ville de Tarentum, maintenant une pièce de l'Italie méridionale. Quelque part autour de l'année 400. J.-C., Archytas a mystifié et a amusé les citoyens de Tarentum en pilotant un pigeon fait de bois. La vapeur d'évasion a propulsé l'oiseau suspendu sur des fils. Le pigeon a utilisé le principe d'action-réaction, qui n'a pas été énoncé comme loi scientifique Jusqu'au 17^e siècle.

Chinois par environ 200 av. J.-C : on le croit qu'ils ont maîtrisé le mélange et l'utilisation de la poudre. Connu en tant que poudre noire jusqu'à l'invention des pistolets, la poudre s'avérerait être l'ingrédient primaire des premières véritables fusées balistiques. Le Chinois a créé la première poudre par le mélange traditionnel du charbon de bois, du salpêtre et du soufre. Tandis que le rocketry était toujours un long chemin loin, la nature explosive de la poudre a été bien démontrée par le Chinois par le chargement et la détonation des pétards.

Isaac Newton, en 1720 : a jeté les fondements scientifiques pour la fusée moderne. Newton a dispensé sa compréhension de mouvement physique en trois lois scientifiques. Les lois expliquent comment les fusées fonctionnent et pourquoi elles peuvent travailler dans le vide de l'espace extra-atmosphérique. Les lois de Newton ont bientôt commencé à avoir un impact pratique sur la conception des fusées. Environ 1720, un professeur néerlandais, Willem Gravesande, voitures modèles construite propulsées par des avions à réaction de vapeur. Expérimentateurs de Rocket en l'Allemagne et Russie.

W. Congreve, en 1801 : fils du contrôleur de l'arsenal royal, Woolwich, Londres, est devenu une figure importante dans le domaine. De Congreve 1801 recherché la conception originale des fusées de Mysore et commencé un programme de développement vigoureux au laboratoire de l'Arsenal. Congreve a préparé un nouveau mélange de propulseur, et a développé un moteur de fusée avec un tube fort de fer avec le nez conique. Cette première fusée de Congreve a pesé environ 32 livres (14.5 kilogrammes). La première démonstration de l'arsenal royal des fusées de combustible solide a eu lieu en 1805. Les fusées ont été effectivement utilisées pendant les guerres napoléoniennes et la guerre de 1812. Congreve a publié trois livres sur le fusée [1].

A. D. Zasyadko, en 1815 : a commencé son travail sur développer les poudre-fusées militaires. Il a construit les plates-formes de fusée-lancement (qui ont permis l'allumage des fusées dans les salves - 6 fusées à la fois) et pistolet-étendant des dispositifs. Zasyadko a élaboré une tactique pour l'usage militaire des armements de fusée. En 1820 Zasyadko a été nommé chef de l'arsenal de Pétersbourg, de l'usine de poudre d'Okhtensky, du laboratoire pyrotechnique et de la première plus haute école d'artillerie en Russie. Il a dispensé la production de fusée dans un atelier spécial de fusée et a formé la première sous-unité de fusée dans l'armée russe impériale[2].

Józef Bem, en 1819 : d'artillerie du royaume de la Pologne a commencé des expériences avec ce qui s'est alors appelé dans le Kongrewska Polonais de Raca. Celles-ci ont abouti à ses 1819 incendiaires de fusées de les de sûr de notes de rapport. La recherche a eu lieu dans l'arsenal de Varsovie, où le pilote Józef Kosiński a également développé des lanceurs de multiple-fusée adaptés du chariot de pistolet d'artillerie de cheval. Le premier corps de fusée formés en 1822, elle a vu la première fois le combat pendant la guerre Polir-Russe 1830 [3].

William Hale, en 1844 : L'exactitude s'est considérablement améliorée une fois modifiée la conception de fusée de sorte que la poussée ait été légèrement dirigée, faisant tourner la fusée

le long du son axe-de-voyagent comme une balle. La fusée vigoureuse a enlevé le besoin de bâton de fusée, a voyagé davantage d'en raison de l'air-résistance réduite, et était bien plus précise.

Konstantin Tsiolkovsky, en 1903 : inspiré par Verne et Cosmism, a publié *Исследование мировых пространств реактивными приборами* (l'exploration de l'espace cosmique à l'aide des dispositifs de réaction), le premier travail scientifique sérieux sur le voyage dans l'espace. Le principe d'équation-le de fusée de Tsiolkovsky qui régit la fusée propulsion-est appelé dans son honneur (bien qu'on l'eût découvert précédemment). Il a également préconisé l'utilisation de l'hydrogène liquide et de l'oxygène pour le propulseur, calculant leur vitesse maximum d'échappement. Son travail était essentiellement inconnu en dehors de l'Union Soviétique, mais à l'intérieur du pays il a inspiré davantage de recherche, expérimentation et la formation de la société pour des études de voyage interplanétaire en 1924[4].

Robert Esnault-Pelterie, en 1912 : a publié une conférence sur la théorie de fusée et le voyage interplanétaire. Il a indépendamment dérivé l'équation de la fusée de Tsiolkovsky, a fait des calculs de base au sujet de l'énergie priée pour effectuer des voyages aller-retour à la lune et aux planètes, et il a proposé l'utilisation de la puissance atomique (radium) d'actionner une commande d'avion à réaction.

Robert Goddard, en 1912 : inspiré d'un âge jeune par des puits de H.G., a commencé une analyse sérieuse des fusées, concluant que le combustible solide conventionnel monte en flèche nécessaire pour être amélioré de trois manières. D'abord, du carburant devrait être brûlé dans une petite chambre de combustion, au lieu de construire le récipient entier de propulseur pour résister aux pressions. En second lieu, des fusées ont pu être arrangées par étapes. En conclusion, la vitesse d'échappement (et ainsi l'efficacité) pourrait être considérablement grimpées jusqu'à au-delà de la vitesse du bruit en utilisant une tuyère de Laval de De. Il a breveté ces concepts en 1914. Il également à indépendamment développé les mathématiques du vol de fusée [5].

Yves Le Prieur, en 1914 : un officier naval français et inventeur, créer plus tard un appareillage pilote de plongée à l'air, fusées air-air développées de combustible solide. Le but était de détruire les ballons captifs d'observation (appelés des saucisses ou Drachens) employés par l'artillerie allemande. Ces poudres noires plutôt brute, fusées incendiaires acier-inclinées.

Goddard, en 1926 : a fixé (de Laval) un bec supersonique à la chambre de combustion d'un moteur-fusée rempli de combustible liquide. Ces becs transforment l'air chaud de la chambre de combustion en avion à réaction plus frais, hypersonique, fortement dirigé du gaz, davantage que doublant la poussée et soulevant l'efficacité de moteur de 2% à 64% [6]. Le 16 mars 1926 Robert Goddard a lancé la fusée remplie de combustible le premier par liquide du monde dans auburn, le Massachusetts.

Wernher von Braun, en 1946 : a dirigé la société allemande de Raumschiffart de fourrure de Verein pour le voyage dans l'espace transformé en l'équipe qui a construit et a piloté la fusée la plus avancée pendant le temps, le V2. Sur les rivages de la mer baltique, créés un propulsé par fusée par l'alcool et oxygène liquide. Avec une portée de 200 milles et d'une altitude maximum de 55 milles, le V2 a pu livrer une tête explosive de 1 tonne au cœur de Londres sans avertissement.

USA, en 1958 : L'explorateur I a été lancé par l'armée américaine Le 31 janvier 1958. En octobre de cette année, les Etats-Unis ont formellement dispensé son programme spatial en créant l'Aéronautique et espace nationaux Administration (la NASA). La NASA est devenue une agence civile avec le but de l'exploration de l'espace paisible au profit de toute l'humanité.

Gene Roddenberry, pendant (1966-1968) : un pilote distingué de bombardier de la deuxième guerre mondiale et le pilote du secteur privé, ont commencé sa carrière d'écriture parquant des histoires au sujet du vol. Il a commencé à écrire pour la télévision et a développé un concept pour une série « occidentale » réglée parmi les étoiles. Pendant trois années (1966-1968), la série de Star Trek a exploré un éventail de délivrances scientifiques et sociales pendant que les humains voyageaient à travers la galaxie. La série est devenue si populaire que le premier véhicule d'essai de navette spatiale de navette spatiale a été appelé Enterprise après que l'entreprise de bateau d'étoile. L'exposition originale a engendré plusieurs séries de compagnon et une corde des films. Roddenberry, un visionnaire, a inspiré une génération des voyageurs de l'espace.

Neil Armstrong, en 1969 : d'astronaute américain sur la lune. C'était la première fois parmi l'histoire que les humains avaient atteint un autre monde. Il a été suivi sur la surface de l'aldrine de « bourdonnement » d'Edwin, JR. Un troisième astronaute, Michael Collins, resté dans l'orbite lunaire dans la capsule d'Apollo. La mission d'Apollo 11 était la première de six

atterrissages de lune se déployant à la fin de 1972. Vaisseau spatial des astronautes le', le module lunaire, s'est composé d'une descente et d'une étape de montée. L'étape de descente a eu quatre jambes et un moteur de fusées puissant pour ralentir le métier pour atterrir sur la lune.

USA, en 1973 : Utilisant une troisième étape modifiée de la fusée Saturn v, Les Etats-Unis ont finalement lancé sa première station spatiale, appelée le Skylab, dans l'orbite terrestre en 1973. Plutôt que des moteurs et des réservoirs de carburant, l'intérieur de la troisième étape a été équipé des quarts et des laboratoires pour trois vivants astronautes sur des séjours prolongés dans l'espace. Les panneaux solaires ont fourni le courant électrique. En raison d'un problème pendant le lancement, un des grands panneaux a été perdu. Néanmoins, trois équipages des astronautes ont appelé la maison du Skylab jusqu'en 1974. Le dernier équipage est resté dans l'espace de 84 jours.

SpaceX, en 2016 : était la première entreprise privée anonyme avec succès pour lancer et récupérer un vaisseau spatial orbital, la capsule de dragon, qui fournit régulièrement l'ISS les approvisionnements et le nouvel équipement scientifique. Actuellement, les USA se fondent sur la fusée russe de Soyuz pour amener des astronautes à l'ISS mais dans un proche avenir des missions équipées sont prévues avec la capsule de dragon. La fusée du faucon 9 est un lanceur de deux-étape-à-orbite consisté en des moteurs-fusées de SpaceX MERLIN remplis de combustible par l'oxygène liquide et le kérosène d'une capacité de charge utile de 13 tonnes métriques (29.000 livres) dans l'orbite de la bas-Terre. Il y a eu trois versions du faucon 9, v1.0 (retiré), v1.1 (retiré) et récemment la pleine version partiellement réutilisable de poussée, qui ont le 22 décembre 2015 employé le rétablissement de propulsion pour atterrir la première phase sans risque dans Cape Canaveral. Jusqu'ici, des efforts sont effectués de déployer les possibilités d'atterrissage de la terre aux chalands de mer. En outre, on s'attend à ce que le faucon lourd avec 27 moteurs de MERLIN (une fusée centrale de faucon 9 avec deux premières phases de faucon 9 attachées aux côtés) déploie la capacité de levage de SpaceX à 53 tonnes métriques dans l'orbite de la bas-Terre, rendant lui la deuxième fusée puissante en service après le SLS de la NASA. Les premiers vols du faucon lourd sont prévus pendant tard cette année (2016). Naturellement, l'objectif ultime du musc du CEO Elon de SpaceX, est d'effectuer à des humains une espèce planétaire multi, et pour réaliser ceci qu'il prévoit d'envoyer une colonie de million d'humains à Mars par l'intermédiaire du transporteur colonial de Mars, un système de lancement de l'espace des moteurs-fusées réutilisables, des lanceurs et des capsules d'espace.

Dès le début de la découverte et de l'expérimentation, les fusées se sont transformées des dispositifs simples de poudre en les véhicules géants capables du déplacement dans l'espace extra-atmosphérique. Les fusées ont ouvert l'univers pour diriger l'exploration par l'humanité

I.3. Fusée :

Une fusée spatiale est un véhicule fourni d'un turboréacteur très puissant conçu pour transporter des personnes ou des équipements au-delà de la Terre et dans l'espace. Si nous définissons l'espace comme la région en dehors de l'atmosphère terrestre, cela signifie qu'il n'y a pas assez d'oxygène pour alimenter le type de moteur conventionnel que vous trouverez sur un avion à réaction. Donc, une façon de regarder une fusée est comme un type très spécial de véhicule à réaction qui transporte sa propre alimentation en oxygène.

I.3.1. Moteur-fusée :

Le moteur-fusée est un type de moteurs à réaction, c'est-à-dire un moteur qui projette un fluide (gaz ou liquide) vers l'arrière, ce qui transmet par réaction une poussée au véhicule solidaire du moteur, de force égale et de direction opposée vers l'avant. Le moteur de fusée actuelle la singularité d'expulser une matière qui est absolument stockée comme le corps du véhicule. Ce type de moteur est en spécifique employé par les fusées car étant isolationniste il peut fonctionner dans un milieu dépourvu d'atmosphère uniquement également par les missiles car il permet d'atteindre des vitesses extrêmement importantes.

I.3.2. Fonctionnement d'un moteur-fusée :

L'effet de la combustion du propulseur dans le moteur de fusées est d'augmenter l'énergie interne des gaz donnants droit, employant l'énergie chimique stockée dans le carburant. À mesure que l'énergie interne augmente, la pression augmente, et un bec est employé pour convertir cette énergie en énergie cinétique dirigée. Ceci produit la poussée contre l'environnement ambiant auquel ces gaz sont relâchés. La direction idéale du mouvement de l'échappement est dans la direction afin de causer la poussée. À l'extrémité supérieure de la chambre de combustion le fluide chaud et énergétique de gaz ne peut pas avancer, et ainsi, il pousse vers le haut contre le dessus de la chambre de combustion du moteur de fusées. Pendant que les gaz de combustion approchent la sortie de la chambre de combustion, ils augmentent dans la vitesse. L'effet de la partie convergente du bec de moteur de fusées sur le fluide à haute pression des gaz de combustion, est de faire accélérer les gaz à la vitesse. Plus la vitesse des gaz est haute, plus la pression du gaz (le principe ou la conservation de Bernoulli de l'énergie est inférieure) agissant sur cette pièce de la chambre de combustion. Dans un moteur correctement conçu, l'écoulement atteindra le Mach 1 à la gorge du bec. À quel point la vitesse de l'écoulement augmente. Au-delà de la gorge du bec, une pièce en forme de cloche

d'expansion du moteur permet les gaz qui augmentent à la poussée contre cette pièce du moteur de fusées. Ainsi, la pièce de cloche du bec donne la poussée supplémentaire. Simplement exprimée, parce que chaque action il y a une réaction égale et opposée, selon loi de Newton la troisième avec le résultat que les gaz de sortie produisent la réaction d'une force sur la fusée la faisant accélérer la fusée

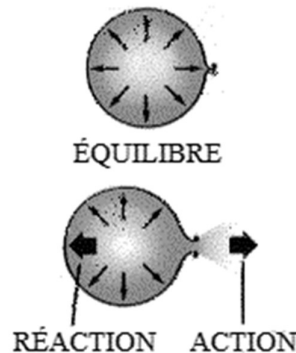


Figure I-1 : Principe d'action réaction [7].

I.3.3. Types des moteurs des fusées :

Des systèmes de propulsion de Rocket peuvent être classifiés selon le type de source d'énergie (produit chimique, nucléaire, ou solaire) le type du véhicule (aéronef, fusée, véhicule spatial, etc.), de la taille, du type de propulseur, du type de construction, ou de nombre d'unités de propulsion de fusée utilisées dans un véhicule donné.

Une autre manière est de classifier par la méthode de production poussée. Une expansion dynamique thermo d'un gaz est utilisée dans la majorité de concepts pratiques de propulsion de fusée. L'énergie interne du gaz est convertie en énergie cinétique de l'écoulement d'échappement et la poussée est produite par la pression de gaz sur les surfaces exposées au gaz.

- **Moteur de fusée à propergol liquide :**

Les moteurs de fusées à propergol liquide utilisent des propulseurs stockés comme liquides qui sont introduits sous pression des réservoirs dans une poussée chambre. Au système pression-alimenté que typique de moteur de fusées à propergol liquide est schématiquement montré dans (fig. 2-I). Le diergol se compose d'un comburant liquide (par exemple, oxygène liquide) et d'un

combustible liquide (par exemple, kérosène). Un monergol est un liquide simple qui se décompose en gaz chauds une fois correctement catalysé.

Les propulseurs chimiques réagissent aux gaz chauds qui se forment à l'intérieur de la chambre de poussée et procèdent à leur tour être accélérés par une tuyère supersonique de laquelle ils sont éjectés à une vitesse élevée, donnant de ce fait l'impulsion au véhicule. Les tuyères supersoniques se composent d'une section convergente, une constriction ou une gorge, et une section de divergence conique ou en forme de cloche[8].

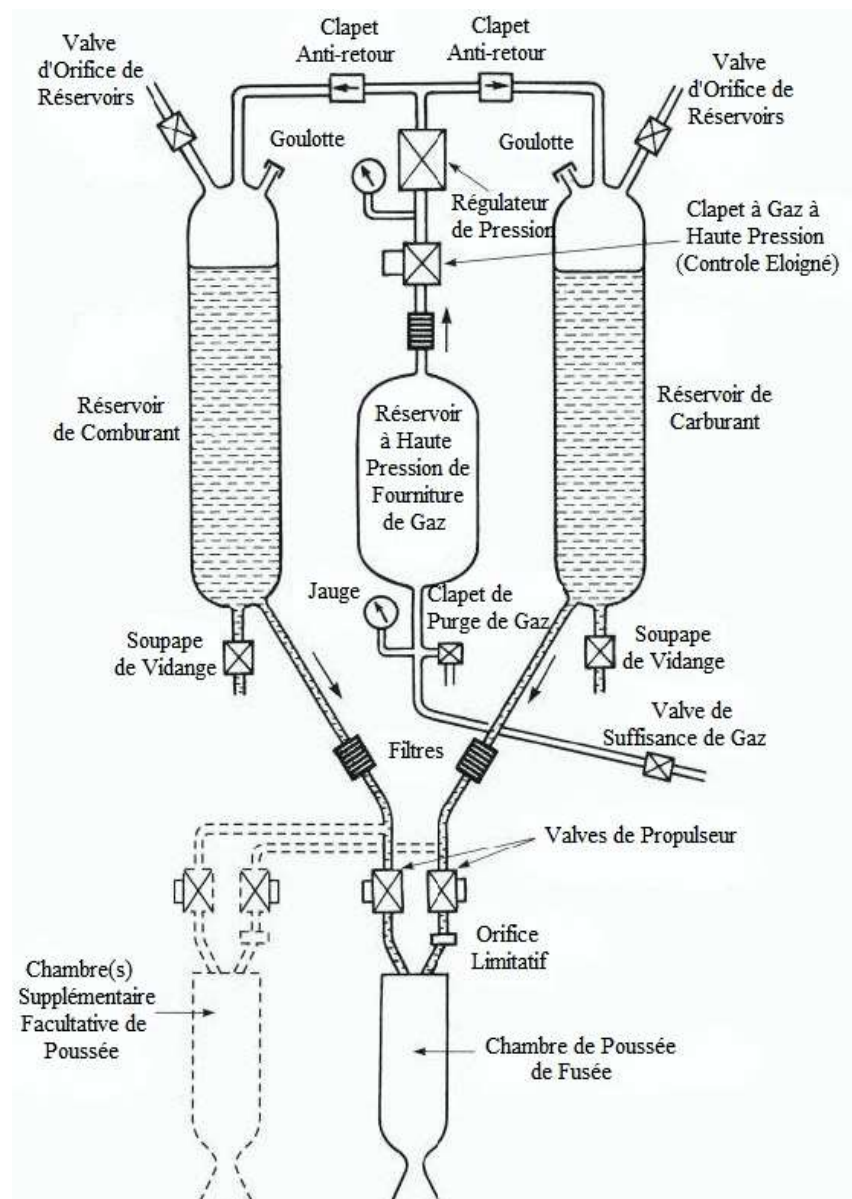


Figure I-2: Organigramme schématique d'un moteur de fusées d'à propergol liquide avec un système d'alimentation de pression de gaz[9].

Les lignes tirées montrent une deuxième chambre de poussée, mais quelques moteurs ont plus que les chambres poussées par douzaine fournies par le même système d'alimentation. Également montrés sont des composants requis pour la pression de réservoir de début et d'arrêt, de contrôler, les propulseurs remplissant et le gaz de pressurisation, vidangeant ou rinçant les propulseurs restants, décompression ou mise à l'air libre de réservoir, et plusieurs capteurs. Les propulseurs chimiques réagissent aux gaz chauds de forme à l'intérieur de la chambre de poussée et procèdent à leur tour être accélérés par une tuyère supersonique de laquelle ils sont éjectés à une vitesse élevée, donnant de ce fait l'impulsion au véhicule. Les tuyères supersoniques se composent d'une section convergente, une constriction ou une gorge, et une section de divergence conique ou en forme de cloche [9]

Les moteurs-fusées gazeux de propulseur utilisent un gaz à haute pression stocké, tel que l'air, l'azote, ou l'hélium, comme fluide de fonctionnement. De tels gaz stockés exigent les réservoirs relativement lourds. Ces éjecteurs froids de gaz ont été utilisés dans beaucoup les véhicules spatiaux tôt pour bas-poussent des manœuvres et pour des systèmes d'assiette-contrôle, et certains sont encore utilisés aujourd'hui. Le chauffage du gaz avec de l'énergie électrique ou par la combustion de certains monergols dans une chambre améliore leur performance, et ceci s'est souvent appelé la propulsion de fusée chaude de propulseur de gaz

- **Moteur de fusée Solide :**

Mécanismes d'alimentation complexes qui incluent des pompes de propulseur, des turbines et des générateurs de gaz. Tous ont les dispositifs de propulseur-pressurisation et la combustion relativement complexe/chambres poussées. Dans la fusée de propergol solide circule en voiture les ingrédients à brûler sont déjà stockés dans une chambre de combustion ou un cas (voir la fig. 3-I). Le propergol solide (ou la charge) s'appelle le grain, et lui contient tous les éléments chimiques pour la combustion complet. Une fois que mis à feu, il est conçu pour brûler sans à-coup à un taux prédéterminé sur toutes les surfaces internes exposées de grain. Dans la figure, la combustion initiale a lieu sur les surfaces internes de la perforation de cylindre et aux quatre fentes. La cavité interne augmente pendant que le propulseur est brûlé et consommé. Les gaz chauds donnants droit traversent la tuyère supersonique pour donner la poussée. Une fois que mis à feu, la combustion de moteur est conçue pour procéder d'une façon ordonnée jusqu'à ce qu'essentiellement tout le propulseur ait été consommé. Il n'y a aucun système ou valve d'alimentation[10-12]

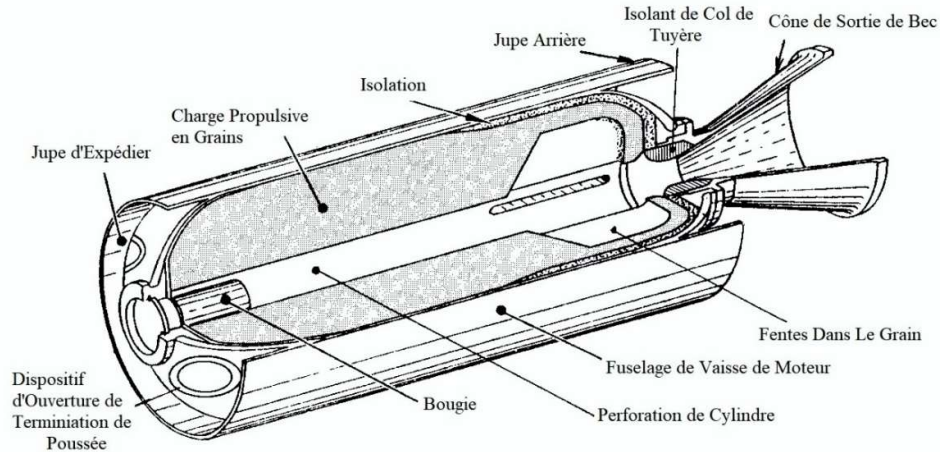


Figure I-3 : Vue de trois quarts simplifiée de section de perspective d'un moteur typique de fusée de propergol solide[13]

Avec la charge propulsive en grains a collé sur le cas et sur la couche d'isolation, et avec une tuyère d'échappement conique. Le cas cylindrique avec ses dômes hémisphériques avant et arrière forme un récipient à pression contenant la pression de chambre de combustion.

- **Moteur de fusée Hybride :**

Les systèmes de propulsion de fusée de propergol hybride utilisent le stockage de propergol liquide et solide. Par exemple, si un oxydant liquide est injecté dans une chambre de combustion remplie de grain carboné plein de carburant, la réaction chimique produit les gaz de combustion chauds (voir la fig. 4-I).

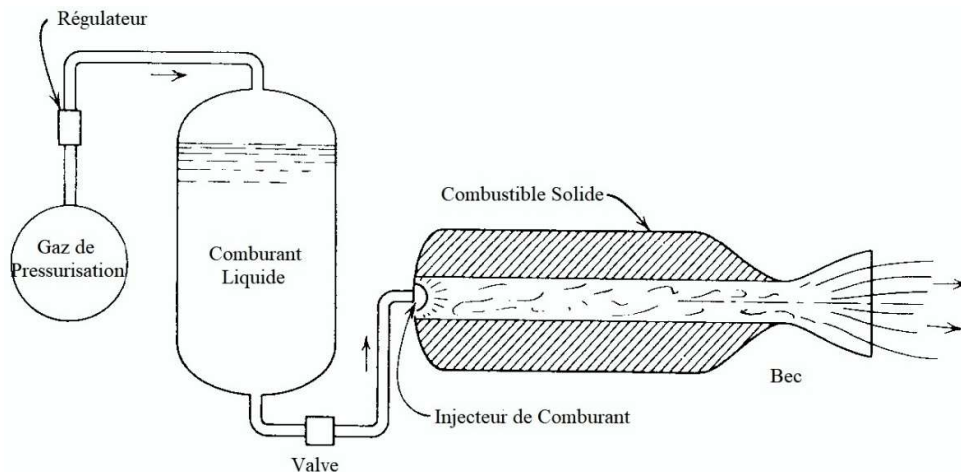


Figure I-4: Schéma de principe d'un moteur de fusées à propergol hybride typique[9]

Les positions relatives du réservoir de comburant, du réservoir de gaz à haute pression, et de la chambre de carburant avec son bec dépendent de la conception de véhicule particulier

Autres technologies de propulsion sont représentées dans l'organigramme suivante :

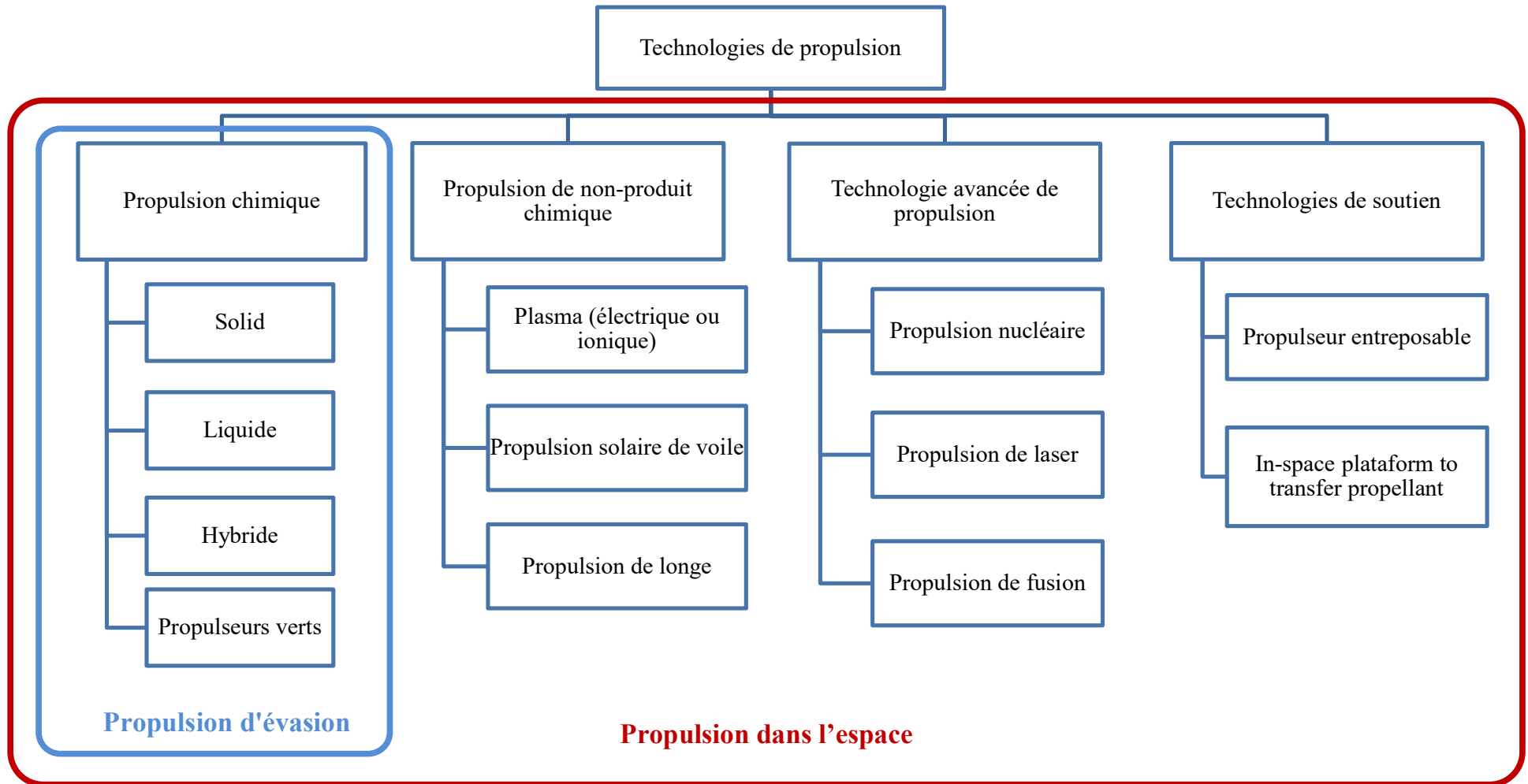


Figure I-5 : Sketch des diverses technologies de propulsion

I.3.4. Forces aérodynamiques :

L'étude générale des forces sur une fusée fait partie du champ de la balistique. Le vaisseau spatial sont encore étudiés dans le sous-champ de l'astrodynamiques. Des fusées de vol sont principalement affectées par les forces suivantes :

Poussée (P) du moteur, force axiale appliquée sur la plaque de poussée.

Pesanteur (G) force verticale appliquée au Centre de Gravité (CG).

Traînée (D) si se déplaçant en atmosphère

Portance (L) effet habituellement relativement léger excepté les aéronefs propulsés par fusée appliquée au Centre de Poussée Aérodynamique (CPA).

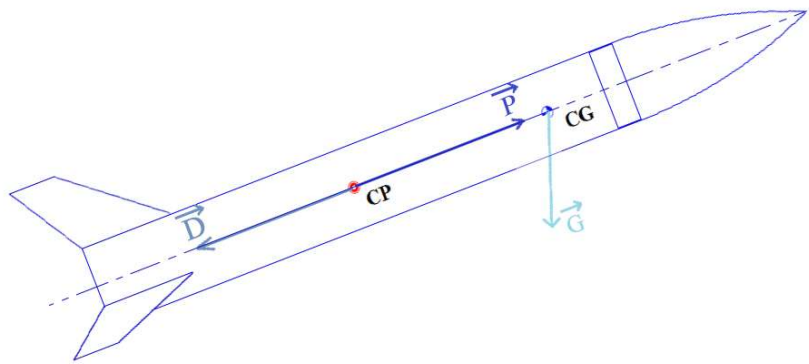


Figure I-6 : Bilan des forces aérodynamiques appliqué à la fusée

En outre, l'inertie et la pseudo-force centrifuge peuvent être significatives dues au chemin de la fusée autour du centre d'un corps céleste ; quand haut assez de vitesses dans la bonne direction et l'altitude sont réalisées une orbite ou une vitesse de libération stable est obtenue.

Ces forces, avec un présent stabilisant de queue (l'empennage), à moins que des efforts délibérés de contrôle soient effectués, fassent naturellement suivre le véhicule une trajectoire rudement parabolique nommée un virage de pesanteur, et cette trajectoire est employée souvent au moins pendant la partie initiale d'un lancement. (C'est vrai même si le moteur de fusées est monté au nez.) Les véhicules peuvent maintenir ainsi la basse ou même zéro incidence, qui réduit au minimum l'effort transversal sur le lanceur, permettant un plus faible, et par conséquent l'allumeur, lanceur [14].

- **Équation de fusée de Tsiolkovsky :**

L'équation de fusée de Tsiolkovsky, l'équation classique de fusée, ou l'équation idéale de fusée est une équation mathématique qui décrit le mouvement des véhicules qui suivent le principe de base d'une fusée : un dispositif qui peut s'appliquer l'accélération à lui-même utilisant la poussée en expulsant une partie de sa masse avec la vitesse élevée peut déplacer de ce fait en raison de la conservation du moment.

L'équation rapporte le ΔV (le changement maximum de la vitesse de la fusée si aucun autre acte de forces externes) à la vitesse efficace d'échappement et à la masse initiale et finale d'une fusée, ou tout autre moteur de réaction.

- **Trainée :**

Dans aérodynamique, la trainée est frottement, et une des sources de trainée est le frottement superficiel entre les molécules d'air et la surface pleine de la fusée mobile. Puisque le frottement superficiel est une interaction entre un solide et un gaz, l'importance du frottement superficiel dépend des propriétés de solide et de gaz. Pour le solide, une surface douce et cirée produit moins de frottement superficiel qu'une surface rude. Pour le gaz, la grandeur dépend de la viscosité d'air et de l'importance relative des forces visqueuses au mouvement de l'écoulement, exprimé comme le nombre de Reynolds. Le long de la surface, une couche limite d'écoulement de basse énergie est produite et l'importance du frottement superficiel dépend de l'état de cet écoulement. Nous pouvons également penser à la trainée en tant que résistance aérodynamique au mouvement de l'objet par le fluide. Cette source de trainée dépend de la forme de la fusée et s'appelle la trainée de forme. Comme circulations d'air autour d'un fuselage, la vitesse et la pression locales sont changées. Puisque la pression est une mesure de l'impulsion des molécules de gaz et des changements le des moments produisent une force, une distribution de pression variable produira une force sur le fuselage. Nous pouvons déterminer l'importance de la force en intégrant, ou en ajoutant vers le haut des temps locaux de pression la superficie autour du fuselage entier. Le secteur bas d'une fusée modèle produit la trainée de forme.

- **Poussée :**

La poussée est une force de réaction décrite quantitativement par la troisième loi de Newton. Quand un système expulse ou accélère la masse dans une direction, la masse accélérée causera une force de la grandeur égale mais vis-à-vis de la direction sur ce système. La force appliquée

sur une surface dans une direction perpendiculaire, ou la normale à la surface s'appelle également la poussée, et ainsi la poussée, est mesurée en newtons.

Ci-dessous est une équation approximative pour calculer la poussée nette d'un moteur de fusée :

$$\mathcal{P} = \dot{m}v_e + A_e(p_e - p_{amb}) \quad (I-1)$$

Où : $\dot{m}$ = Débit massique des gaz d'échappement

v_e = Vitesse efficace d'échappement

A_e = Section de sortie d'écoulement du moteur

p_e = Pression statique de sortie de moteur à la pression ambiante

p_{amb} = Pression ambiante (ou atmosphérique)

Puisque, à la différence d'un réacteur, un moteur conventionnel de fusée manque d'une entrée d'air, il n'y a aucune « traînée de Ram » pour la déduire de la poussée brute. En conséquence, la poussée nette d'un moteur de fusée est égale à la poussée brute (indépendamment de la contre-pression statique).

Le premier terme ($\dot{m}v_e$) représente la poussée d'impulsion, qui demeure constante à un arrangement de commande de puissance donné.

Le deuxième terme $A_e(p_e - p_{amb})$ représente la limite de poussée de pression. À la pleine commande de puissance, la poussée nette d'un moteur de fusée s'améliore légèrement avec l'augmentation de l'altitude, parce que pendant que la pression atmosphérique diminue avec l'altitude, la limite de poussée de pression augmente. Sur la surface de la terre la poussée de pression peut être réduite de jusqu'à 30%, selon la conception de moteur. Cette réduction chute rudement exponentiellement à zéro avec l'augmentation de l'altitude. [9]

L'efficacité maximum pour un moteur de fusée est réalisée en maximisant la contribution d'impulsion de l'équation sans encourir des pénalités finalement augmentant l'échappement. Ceci se produit quand $p_e = p_{amb}$. Puisque la pression ambiante change avec l'altitude, la plupart des moteurs fusées dépensent l'efficacité maximale de cette opération en très court laps de temps.

Puisque l'impulsion particulière est une force divisée par le taux d'écoulement de la masse (le débit), cette équation signifie que l'impulsion particulière varie avec l'altitude.

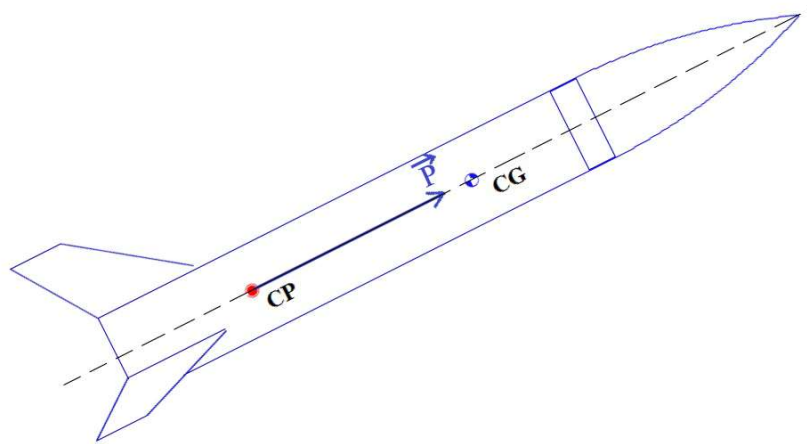


Figure I-7 : Poussée du moteur-fusée

- **Portance :**

Un écoulement de fluide auprès de la surface d'un fuselage exerce une force là-dessus. La portance est la composante de cette force qui est perpendiculaire au sens d'écoulement incident[7]. Il diffère de la force de résistance à l'avancement, qui est la composante de la force parallèle au sens d'écoulement. La portance agit par convention dans une direction ascendante afin de parer la force de la pesanteur est la plupart du temps associé aux ailes des aéronefs à voilure fixe, bien qu'il soit plus largement produit par beaucoup d'autres fuselages profilés tels que des hélices, des cerfs-volants, rotors d'hélicoptère, carrosserie des voitures de course, les voiles maritimes, et les turbines de vent (éoliennes), et par des quilles de bateau à voiles, des gouvernails de direction du bateau, et des hydroptères dans l'eau.

Des théories mathématiques de portance sont basées sur les caractéristiques aérodynamiques de continuum, supposant que des circulations d'air comme fluide continu. La portance est produite selon les principes fondamentaux de la physique, être le plus approprié les trois principes suivants [15] :

- **Conservation du moment**, qui est une conséquence des lois de Newton du mouvement, particulièrement la seconde loi de Newton qui rapporte la force nette sur un élément d'air à son taux de changement de quantité de mouvement,
- **Conservation de la masse**, y compris la prétention que la surface portante est imperméable pour l'air s'écoulant autour, et
- **Conservation d'énergie**, qui indique que de l'énergie ni n'est créée ni détruite.

Puisqu'une surface portante affecte l'écoulement dans des zones amples autour d'elle, les lois de conservation de la mécanique sont incorporées sous forme d'équations différentielles partielles combinées avec un ensemble de conditions d'état de frontière que l'écoulement doit satisfaire sur la surface de surface portante et lointain de la surface portante.

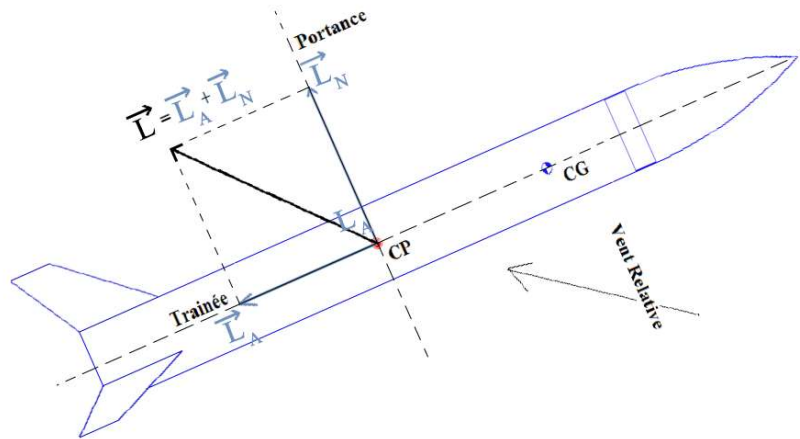


Figure I-8 : Résistance de l'air

- **Pesanteur :**

La rotation se produit autour d'un point appelé le centre de la gravité. Le centre de gravité est l'emplacement moyen du poids de la fusée. La masse et le poids sont distribués dans toute la fusée.

Une fusée modèle est une combinaison de beaucoup de pièces ; l'ogive, la charge utile, le système de rétablissement, le tube de fuselage, le moteur, et les ailerons. Chaque partie a un poids lié à elle ce que vous pouvez estimer, ou calculer, utilisant l'équation du poids de Newton :

$$W = m . g \quad (I-2)$$

Là où W est le poids, m est la masse, et g est la constante de la gravité. Pour déterminer le centre de la gravité CG, nous choisissons un emplacement de référence, ou la ligne de référence. Le CG est déterminé relativement à cet emplacement de référence. Tout le poids de la fusée modèle est simplement la somme de tous les différents poids des composants. Puisque le centre de la gravité est un emplacement moyen du poids, nous pouvons dire que le poids des temps de la fusée W l'emplacement CG du centre de la gravité est égal à la somme du poids W de chaque

des périodes composantes la distance d de ce composant de l'emplacement de référence. Le centre de la gravité est la moyenne masse-pesée des localisations des éléments.

Le point du CG est le point où la force de pesanteur est présente

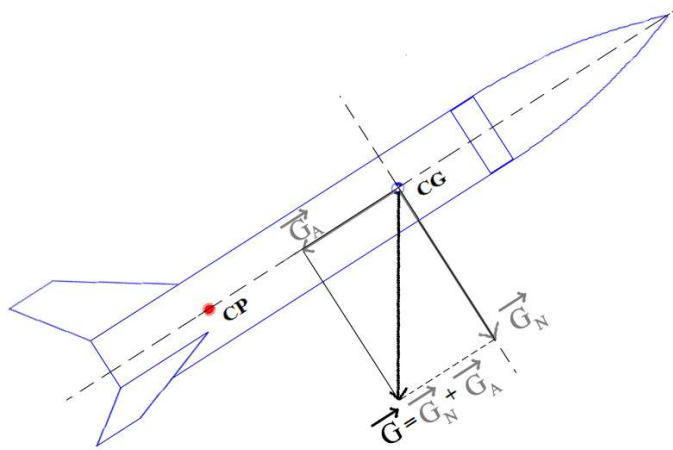


Figure I-9 : Poids de la fusée.

I.4. Vol de fusée :

I.4.1. Notion sur le vol de la fusée :

Avant le lancement de la fusée, les forces ne fonctionnent pas et se récompensent puisque l'objet est au repos, c'est le principe de l'inertie (1 ère loi de newton). Alors il y a la première phase qui correspond à la phase de propulsion. Pendant cette phase, le fluide de la fusée est dû éjecter aux combustions. C'est cette éjection de l'échappement qui est responsable du lancement de la fusée. C'est propulsion par réaction (la 3 ème loi de newton). Une fois que la combustion est complète, le poids de la fusée diminue et la fusée alors est seulement soumise à la pesanteur. La fusée continue sur son lancement de la phase propulsée pendant la phase croissante. Puis, après extension de sa hauteur maximum (apogée), elle tourne en chutes, gagnant ainsi la vitesse.

I.4.2. Les phases de vol :

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

- La phase propulsée : La période s'écoulant de l'instant de la mise à feu à la fin de combustion du propulseur, 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
- 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.
- La descente sous parachute : Après la

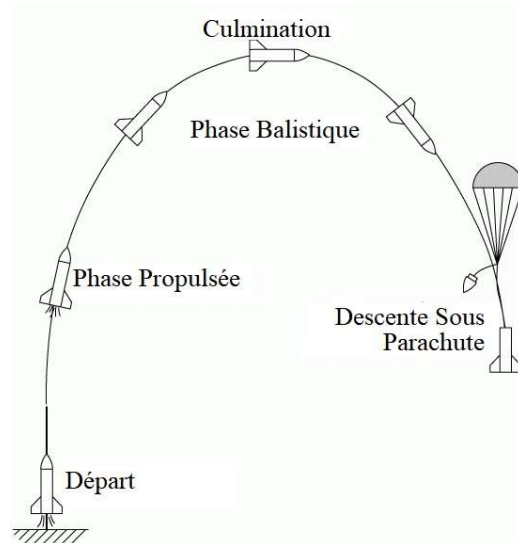


Figure I-10 : Schéma montrant les phases du vol du fusée

I.5. Utilisation des fusées :

La propulsion de fusée peut atteindre des performances sans égal par d'autres moteurs, elle a son propre champ des applications et ne concurrence pas habituellement d'autres dispositifs de propulsion. Le choix du meilleur type et conception de système de propulsion de fusée pour n'importe quelle application donnée est un processus complexe concernant beaucoup de facteurs, y compris la performance de système, la fiabilité, le coût, la taille de système de propulsion, et la compatibilité

I.5.1. Lanceurs de l'espace :

Depuis 1957 il y a eu de nombreuses tentatives de lancement de l'espace avec un succès meilleur que de 95%. Des lanceurs de l'espace ou les propulseurs de l'espace peuvent être largement classifiés comme dépensables ou récupérables/réutilisables, en le type de propulseur (liquide ou cryogénique ou propergol solide), le nombre d'étapes (en une seule étape, à deux étapes, etc.), la taille/masse des charges utiles ou les véhicules, et comme équipés ou touchés. Il y a beaucoup de différentes missions et les charges utiles pour l'espace lancent des véhicules. Discutées ci-dessous sont les catégories suivantes : commercialisations (par exemple, communications), missions militaires (par exemple, reconnaissance), missions non militaires

(par exemple, observation de temps), et missions d'exploration d'espace (par exemple, vols aux planètes).

Chaque lancement de l'espace a un objectif particulier de vol spatial, tel qu'une orbite terrestre ou un atterrissage de lune.

La navette spatiale des États-Unis, qui a été retirée en 2011, si le premier vaisseau spatial réutilisable qui pourrait glisser et atterrir sur une piste. La base de la navette spatiale lors du lancement, qui s'est composé de deux étapes, de l'impulseur, de l'étape de navette spatiale, et d'un réservoir externe. 67 systèmes de propulsion de fusée de la navette. Ceux-ci se sont composés de 3 moteurs principaux

I.5.2. Vaisseau spatial :

Selon leur mission, le vaisseau spatial peut être classé par catégorie en tant que types de satellites de terre, lunaires, interplanétaires, et transport-solaires, et/ou en tant que vaisseau spatial équipé et non-piloté. Mettre en référence 1-16 listes plus de 20.000 satellites et les classe par catégorie pendant que des satellites pour des communications, temps, navigation, exploration scientifique, espace lointain sonde, observation (surveillance y compris de radar), reconnaissance, et d'autres applications. La propulsion de Rocket est nécessaire pour dès les deux la propulsion primaire (c.-à-d., accélération le long de la trajectoire de vol, comme pour des montées, l'insertion d'orbite, ou des manœuvres de changement d'orbite).

Présenter la séparation, et pour l'arrangement des liquides dans les réservoirs. Le besoin de vaisseau spatial une série de différents systèmes de propulsion de fusée et quelques éjecteurs peut être très petit. Pour le pilotage de vaisseau spatial environ trois haches perpendiculaires, chacun dans deux directions de rotation, le système doit permettre l'application du couple pur pour six modes de la liberté angulaire

I.5.3. Militaires et d'autres applications :

La propulsion de Rocket pour de nouveaux missiles des États-Unis est actuellement basée presque exclusivement sur des moteurs de fusée de propergol solide. Ceux-ci peuvent être les missiles stratégiques, tels que portée en km à longue portée des missiles balistiques (800 à 9000), qui sont les cibles militaires visées dans un pays ennemi, ou les missiles tactiques, qui sont prévus pour soutenir ou défendre la force de terre, les aéronefs, ou les bateaux de la Marine militaires. Le lancement de surface de limite peut signifier le lancement de la terre, la surface

d'océan (d'un bateau), ou de sous la mer (lancement submersible). Les applications qui étaient il y a des 40 à 70 ans populaires mais sont plus en activité n'incluent des moteurs-fusées d'à propergol liquide pour propulser les chasseurs militaires à l'altitude, des moteurs-fusées de décollage aidé et des moteurs de fusée, et des moteurs-fusées de super performance pour augmenter la poussée d'un réacteur d'aéronefs

D'autres applications des systèmes de propulsion de fusée aux fonctionnements de l'espace incluent la communication satellite-ces ont été avec succès déployées pendant beaucoup d'années fournissant des relais des signaux de téléphone et de télévision entre les stations terrestres ; cette application est contrôlée et actionnée par des organismes commerciaux. D'autres pays ont également leurs propres communications par satellite. Les programmes commandités par le gouvernement des États-Unis qui incluent les satellites de temps et le système de localisation mondial omniprésent de (GPS). Les exemples de l'exploration d'espace incluent des missions aux planètes et/ou dans l'espace lointain, tel que la mission de Voyager et le programme de MESSENGER. Un bon nombre de ces missions et des sondes ont été développés par le laboratoire de la propulsion par réaction de la NASA ; ils utilisent les éjecteurs multiples d'un système de contrôle de réaction d'hydrazine de monergol. Une autre application est pour les véhicules spatiaux à ailes suborbitaux pour le tourisme de l'espace ; à partir de 2014, deux tels véhicules (en privé financés) ont été pilotés dans des versions expérimentales

I.5.4. Conclusion :

Les informations et les découvertes des scientifiques et chercheurs ont contribué à donner au missile un rôle majeur dans la vie humaine

Chapitre II

STABILITE ET DIMENSIONNEMENTS

II.1. Introduction :

Lors de la conception d'une nouvelle fusée, sa stabilité est de la plus haute importance. Une légère rafale de vent ou tout autre inconvénient peut entraîner la perturbation et l'inclinaison de la fusée de sa direction d'origine lorsque cela se produit, la ligne centrale de fusée n'est plus parallèle à sa vitesse.

Afin de contrôler ce facteur de désordre, l'idée de stabilité a été développée pour s'assurer que les communautés spatiales sont modérément affectées par leurs réalisations à travers ces facteurs externes.

II.1.1. Définition de la stabilité de la fusée :

Supposons que la fusée est soumise à une perturbation, comme le vent par exemple. Elle va alors tout naturellement s'incliner par rapport à la position qu'elle aurait dans le cas où il n'y aurait pas cet agent extérieur. On dit alors qu'elle se met en incidence. Du fait que la fusée se déplace alors en « crabe », il se développe essentiellement sur son ogive et son empennage des efforts aérodynamiques. Du fait que la fusée se déplace alors en « crabe », il se développe essentiellement sur son ogive et son empennage des efforts aérodynamiques. Nommons A la résultante de ces efforts aérodynamiques et N la composante normale à l'axe de l'engin de A . Nommons enfin CPA (Centre de Portance Aérodynamique) le point où cette composante s'applique et Cdg le centre de gravité de la fusée.

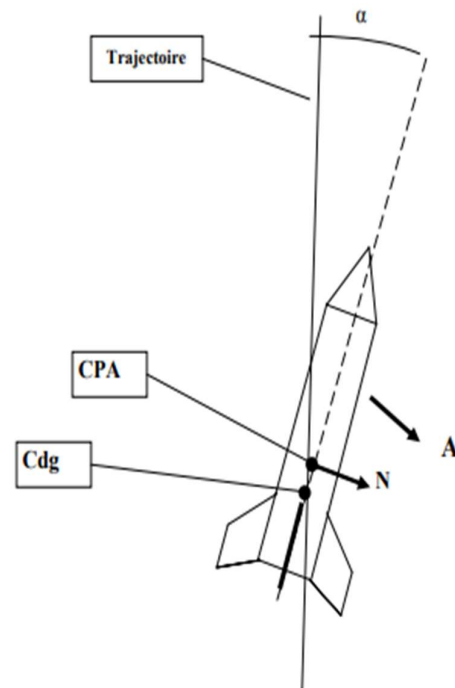


Figure II-1 : les positions des efforts aérodynamiques sur la fusée

L'objectif ici est donc de « dimensionner » la distance entre le CPA et le centre de gravité de la fusée, ainsi que les efforts aérodynamiques qui s'exercent sur la fusée.

II.1.2. Conditions de stabilité :

Comme nous venons de le montrer, l'un des paramètres essentiels à la stabilité de la fusée est la position de son centre de portance aérodynamique. Il est donc nécessaire de placer celui-ci

de telle sorte que la marge statique, c'est-à-dire la distance entre le centre de gravité de la fusée et le centre de portance aérodynamique de celle-ci, assure la stabilité de la fusée. Deux cas sont alors envisageables :

- **Le CPA est en avant du Cdg :**

En absence de contact avec le sol, toute rotation s'effectue par rapport au centre de gravité de la fusée. Il est aisé de voir, en observant le dessin ici présent que si le CPA se situe en avant du Cdg, cette rotation ne fera qu'augmenter l'angle d'embarquée de la fusée. Celle-ci se retrouvera alors encore plus en travers sur sa trajectoire, ce qui ne fera qu'augmenter la rotation qui en découle et ainsi de suite : on dit alors que la fusée est instable

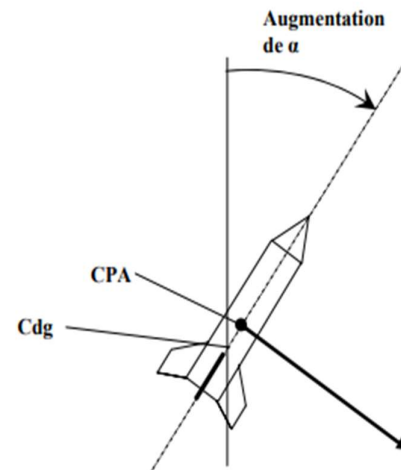


Figure II-2 : Fusée instable

- **Le CPA est en arrière du Cdg :**

Au contraire, si le CPA est en arrière du Cdg, la rotation induite des efforts aérodynamiques fera diminuer l'angle de la fusée sur sa trajectoire. L'embarquée de la fusée est donc en bonne voie de réduction. On peut donc assurer que celle-ci est stable.

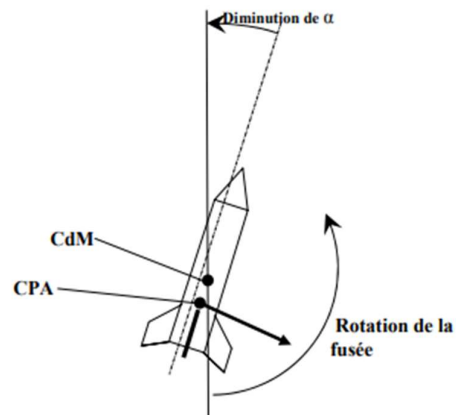


Figure II-3 : Fusée stable

Conclusion :

Par conséquent, pour que le missile soit stable, le centre de la portance aérodynamique doit être derrière le centre de sa gravité

II.1.3. Résistance de l'air :

C'est la force extérieure qui ralentisse le mouvement de l'objet appliqué à son centre de poussée, elle comprend deux composantes :

- R_A : composante axiale nommée trainée.
- R_N : composante normale nommée portance

- **Trainée :**

Force opposée au mouvement d'un corps dans le sens contraire à la vitesse relative considéré comme un frottement

- **Portance :**

Force exercée perpendiculairement à la direction du mouvement qui permet à un objet de maintenir son altitude dans l'air

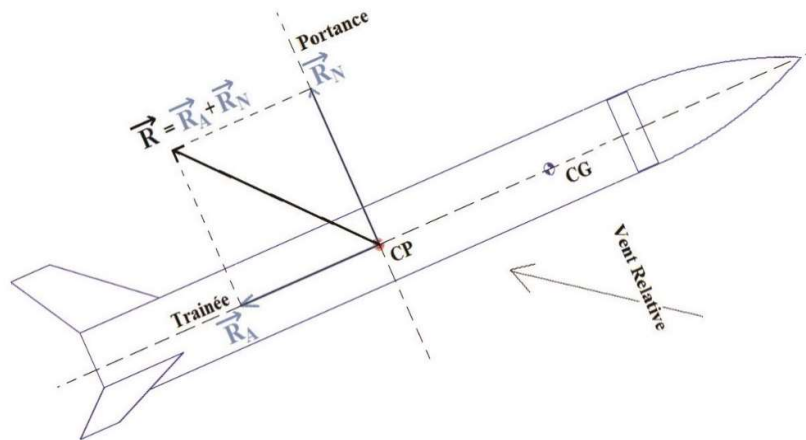


Figure II-4 : Résistance de l'air

II.1.4. Trajectoire :

C'est la courbe qui décrit le mouvement d'un objet dans l'espace repéré par son centre de gravité

- Equation de la trajectoire :

Le but de ce calcul est de déterminer à tout moment la valeur de l'accélération $\gamma(t)$ qui permettra de calculer la vitesse $v(t)$ de la fusée puis son altitude $z(t)$. Connaissant les forces appliquées à la fusée et sa masse voir (Figure I-1), il est possible de calculer l'accélération à un instant donnée

$$\gamma(t) = \frac{\sum F_{ext}}{M} \quad (\text{II-1})$$

Ce qui nous donne la vitesse instantanée :

$$v(t) = \int_0^t \gamma(t) \cdot dt \quad (\text{II-2})$$

Ainsi que la distance parcourue :

$$z(t) = \int_0^t v(t) \cdot dt \quad (\text{II-3})$$

Durant tout le vol de la fusée, les paramètres et les grandeurs varient en fonction du temps (F, R, accélération γ , masse M ...), il conviendrait donc d'utiliser ces intégrations continues. Néanmoins, à un instant donné du vol, ces paramètres peuvent être considérés comme constants, et en particulier l'accélération.

Dans ce cas, et sur une durée dt limitée, on a un mouvement uniformément accéléré, et ces équations s'expriment alors :

$\gamma = \text{Constante}$

$$v(t) = \gamma \cdot t + v_0 \quad (\text{II-4})$$

$$z(t) = \frac{1}{2} \cdot \gamma \cdot t^2 + v_0 \cdot t + z_0 \quad (\text{II-5})$$

- Cas du vol vertical 1D – Z :

Pour ce cas-là, le lancement est vertical avec vent nul, donc le mouvement se limite à une seule direction celle de l'axe z, appelé axe des altitudes orienté du bas vers le haut.

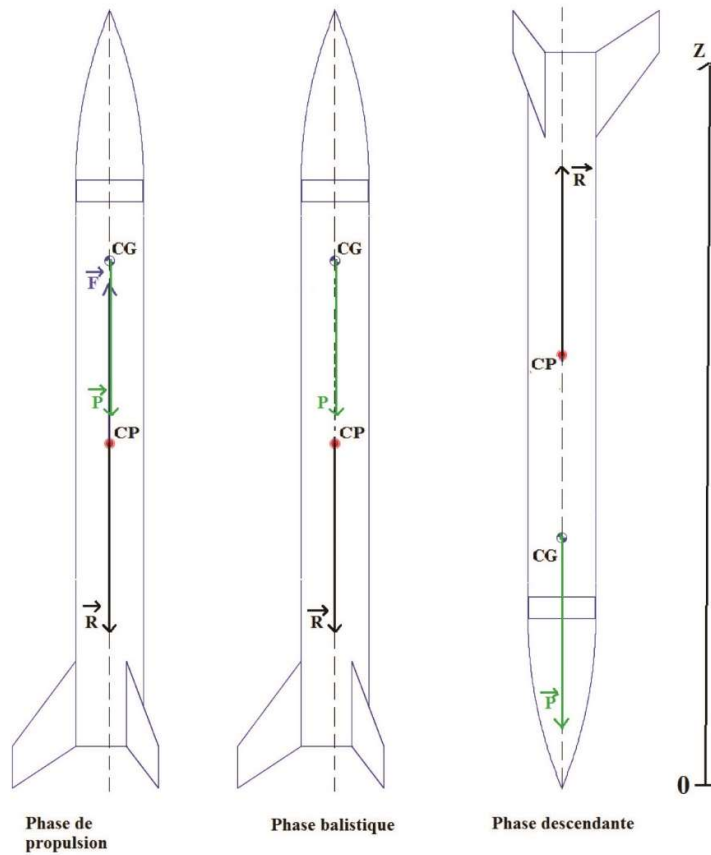


Figure II-5 : Bilan des forces appliquées durant les phases ascendantes et descendantes

En appliquant le bilan des forces extérieures

Pour la phase de propulsion :

$$M.\gamma = F - M.g - R \quad (\text{II-6})$$

Pour la phase balistique :

$$M.\gamma = -M.g - R \quad (\text{II-7})$$

Pour la phase descendante sans parachute :

$$M.\gamma = -M.g + R \quad (\text{II-8})$$

- **Cas du vol oblique 2D-XZ :**

Pour ce cas, on considère le vent et la variation de l'angle θ pendant la phase de propulsion sont nuls, le problème se limite à deux directions, l'axe des altitudes (z) et l'axe des déplacements horizontaux (x)

θ_0 : est l'angle que fait la rampe de lancement avec l'horizontale (angle de site)

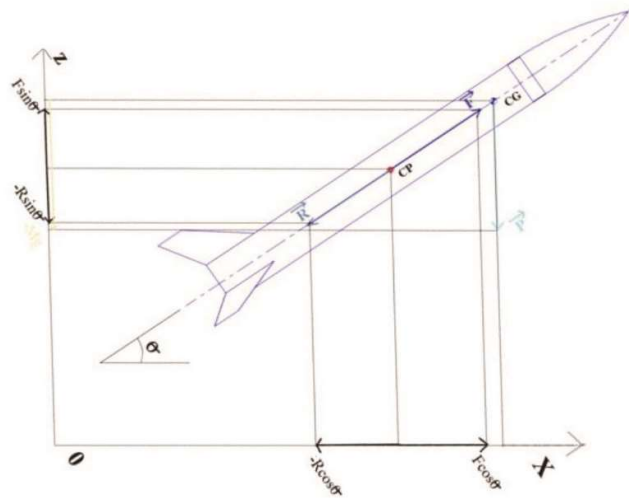


Figure II-6 : Bilan des forces appliquées pendant le vol oblique

En projetant les forces sur les axes x et z pour la phase propulsion et la phase balistique on obtient :

$$F_x = F.\cos(\theta) \quad (\text{II-9})$$

$$R_x = -R.\cos(\theta) \quad (\text{II-10})$$

$$P_x = 0 \quad (\text{II-11})$$

$$F_z = F.\sin(\theta) \quad (\text{II-12})$$

$$P_z = - M. g \quad (\text{II-13})$$

$$R_z = - R \sin (\theta) \quad (\text{II-14})$$

Après culmination, il faut inverser la direction de R.

D'où :

$$V = \sqrt{v_x^2 + v_z^2} \quad (\text{II-15})$$

La culmination se produit lorsque la composante verticale de la vitesse change de signe.

II.2. Dimensionnements :

II.2.1. Composants de fusée :

Un modèle de fusée a de nombreux composants tels que le cône et le corps (fuselage), le bloc moteur et les ailettes. On utilise "OpenRocket" pour simuler et concevoir ces pièces, comme le montre la figure suivante, illustrant la liste des composants :

Sur la Figure II 8, nous pouvons voir les composants du système de récupération comme le parachute et les cordes qui maintiennent les corps ensemble, le cône et les ailerons.

Certains de ces composants ont des caractéristiques spéciales :

Certaines parties de la fusée ont des caractéristiques et un comportement particulier, en notamment le cône et les ailerons de la fusée.

Le cône :

Les cônes de fusée sont disponibles dans une grande variété de formes et de tailles. Les formes les plus courantes et leurs paramètres sont présentés comme suit :

- **Conique :**

La forme de cône de nez la plus simple est un cône circulaire droit. Ils sont faciles à réaliser à partir d'un morceau de carton rond. Un cône de nez conique est défini simplement par sa longueur et son diamètre de base[16]. Un paramètre supplémentaire est un angle d'ouverture ϕ , illustré dans la figure II-2 (a).

L'équation qui définit un cône de nez conique est :

$$r(x) = \frac{x}{L} \cdot R \quad (\text{II-16})$$

- **Ogival « Ogive » :**

Les cônes de nez Ogive ont un profil qui est un arc de cercle, comme le montre la figure II-2 (b). La forme d'ogive la plus courante est le cône de nez ogive tangent, qui est formé lorsque le rayon de courbure du cercle ρ_t est sélectionné de telle sorte que l'articulation entre le cône de nez et le tube corporel soit lisse,

$$\rho_t = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (\text{II-17})$$

Si le rayon de courbure est supérieur à cela, le cône nasal résultant présente un angle au niveau de l'articulation entre le cône nasal et le tube corporel, et est appelé ogive sécante. Les ogives sécantes peuvent également être considérées comme une ogive tangente plus grande avec sa base recadrée. À la limite $\rho \rightarrow \infty$ l'ogive sécante devient un cône nasal conique[16].

La valeur du paramètre κ utilisée pour les cônes de nez ogifs est le rapport du rayon de courbure d'une ogive tangente correspondante ρ_t au rayon de courbure du cône de nez ρ :

$$\kappa = \frac{\rho_t}{\rho} \quad (\text{II-18})$$

κ prend des valeurs de zéro à un, où $\kappa = 1$ produit une ogive tangente et $\kappa = 0$ produit un cône de nez conique « dans un rayon de courbure fini ».

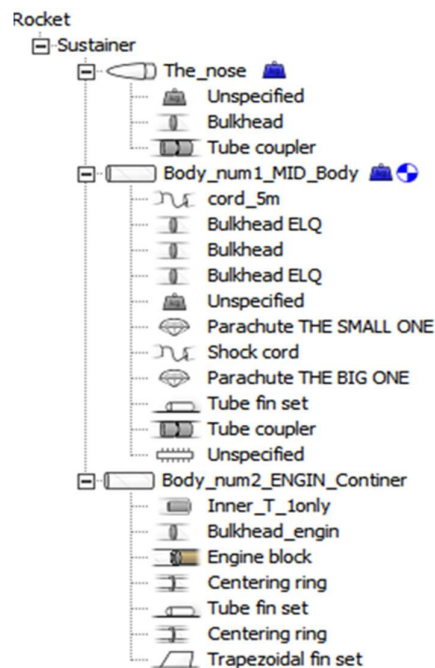


Figure II-8 : Capture d'écran "OpenRocket" les composants de la fusée

κ prend des valeurs de zéro à un, où $\kappa = 1$ produit une ogive tangente et $\kappa = 0$ produit un cône de nez conique « dans un rayon de courbure fini ».

- **Elliptique :**

Les cônes de nez elliptiques ont la forme d'un ellipsoïde dont un rayon principal est L et les deux autres R . Le profil a la forme d'une demi-ellipse avec les axes principaux L et R , « Figure II-2 (c) ». Il s'agit d'une forme géométrique simple courante dans la fusée modèle. Le cas particulier $R = L$ correspond à une demi-sphère[16].

L'équation d'un cône de nez elliptique est obtenue en étirant l'équation d'un cercle unitaire :

$$r(x) = R \cdot \sqrt{1 - \left(1 - \frac{x}{L}\right)^2} \quad (\text{II-19})$$

- **Série parabolique :**

Un cône nasal parabolique est une forme générée en faisant tourner une section d'une parabole autour d'une ligne perpendiculaire à son axe de symétrie, « Figure II-2 (d) ».

Ceci est distinct d'un paraboloïde, qui tourne autour de cet axe de symétrie.

Semblable aux ogives sécantes, la base d'un cône nasal parabolique "complet" peut être recadrée pour produire des cônes nasaux qui ne sont pas tangents au tube corporel. Le paramètre κ décrit la partie du plus grand cône nasal à inclure, avec des valeurs allant de zéro à un. Les valeurs les plus courantes sont $\kappa = 0$ pour un cône nasal conique, $\kappa = 0.5$ pour une $\kappa = 1/2$ parabole, $\kappa = 0.75$ pour un $\kappa = 3/4$ parabole et $\kappa = 1$ pour une parabole complète[16]. L'équation de la forme est

$$r(x) = R \cdot \frac{x}{L} \left(\frac{2 - \kappa \frac{x}{L}}{2 - \kappa} \right) \quad (\text{II-20})$$

- **Série puissance :**

Les cônes de nez de la série Power sont générés en faisant tourner le segment

$$r(x) = R \left(\frac{x}{L} \right)^\kappa \quad (\text{II-21})$$

Autour de l'axe des x, « Figure II-2 (e) ». La valeur du paramètre κ peut aller de zéro à un. Les cas particuliers sont $\kappa = 1$ pour un cône de nez conique, $\kappa = 0.75$ pour un cône de nez de puissance 3/4 et $\kappa = 0.5$ pour un cône de nez de puissance 1/2 ou un ellipsoïde. La limite $\kappa \rightarrow \infty$ forme un cylindre émoussé.

- **Série Haack :**

Contrairement aux autres formes qui sont formées à partir de formes géométriques en rotation ou de formules simples autour d'un axe, les cônes de nez de la série Haack sont dérivés mathématiquement pour minimiser la traînée de pression théorique. Même si elles sont définies comme une série, deux formes spécifiques sont principalement utilisées, la forme LV-Haack et la forme LD-Haack ou Von Karman. Les lettres LV et LD font référence à la longueur-volume et la longueur-diamètre, et elles minimisent la traînée de pression théorique du cône de nez pour une longueur et un volume spécifique ou une longueur et un diamètre, respectivement. Étant donné que les paramètres définissant les dimensions du cône nasal sont sa longueur et son rayon, le cône nasal Von Karman « Figure II-2 (f) » devrait, en principe, avoir la forme optimale du cône nasal[16].

$$r(x) = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \cdot \sqrt{\left(\theta - \frac{1}{2} \sin(2\theta) + \kappa \sin^3 \theta \right)} \quad (\text{II-22})$$

- **Transitions :**

La grande majorité de toutes les transitions de fusées modèles sont coniques. Cependant, toutes les formes de cônes nasaux peuvent également être adaptées en tant que formes de transition. Les transitions sont paramétrées avec les rayons avant et arrière R1 et R2, la longueur L et le paramètre de forme optionnel κ .

Il existe deux choix lors de l'adaptation des cônes de nez en tant que formes de transition. La première consiste à prendre un cône de nez avec un rayon de base R2 et à recadrer la pointe du nez à la position de rayon R1. La longueur du cône de nez doit être choisie de manière appropriée pour que la longueur de la transition soit L. Un autre choix consiste à faire ressembler le profil de la transition à deux cônes de nez de rayon de base

$R_2 - R_1$ et de longueur L . Ces deux adaptations sont appelées *écrêtées* et les transitions non *écrêtées*, respectivement[16].

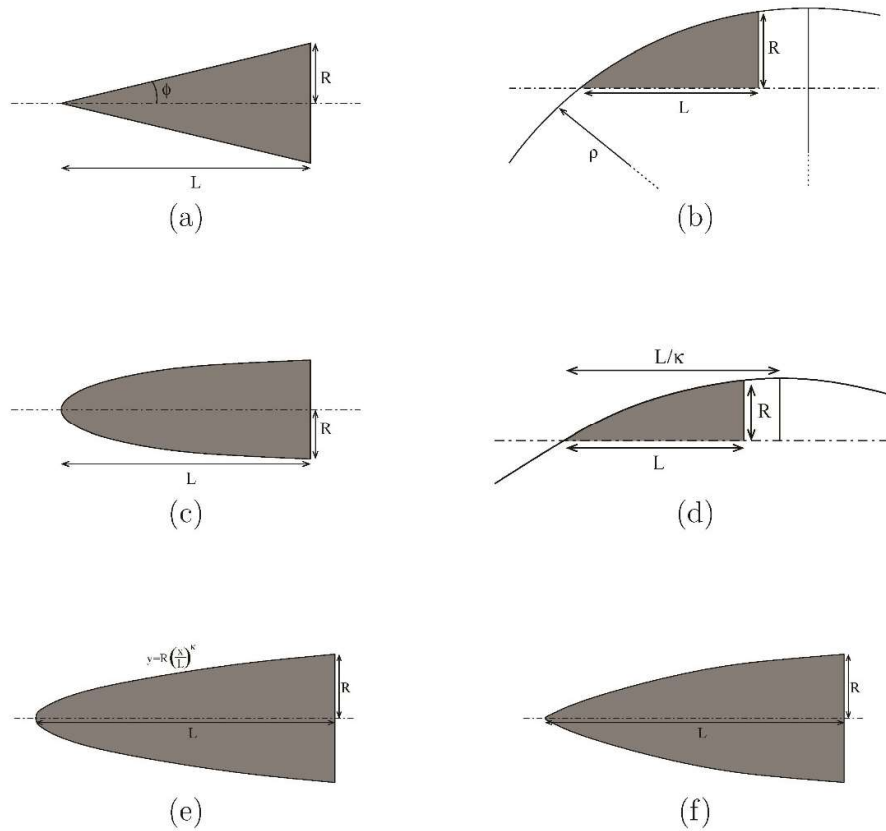


Figure II-7 : Diverses géométries de cône de nez: (a) conique, (b) ogive sécante, (c) elliptique, (d) parabolique, (e) 1/2 puissance (ellipsoïde) et (f) série Haack (Von Karman).[16]

- **Ailerons :**

Petits empennages fixes, placés au-dessous du centre de gravité de la fusée servant à la stabilisation aérodynamique de la fusée pendant son vol. Sans eux, elle n'aurait pas de trajectoire rectiligne et l'on ne pourrait pas étudier le vol.

Leur principe de fonctionnement est de créer une force de portance qui maintient la fusée sur sa trajectoire, mais ils augmentent aussi la force de trainée d'où l'importance de leur conception.

Il y a différents types d'ailerons à savoir : carré, losange, delta tronqué, trapèze, flèche, triangle, tube, comme la montre la Figure II 10.

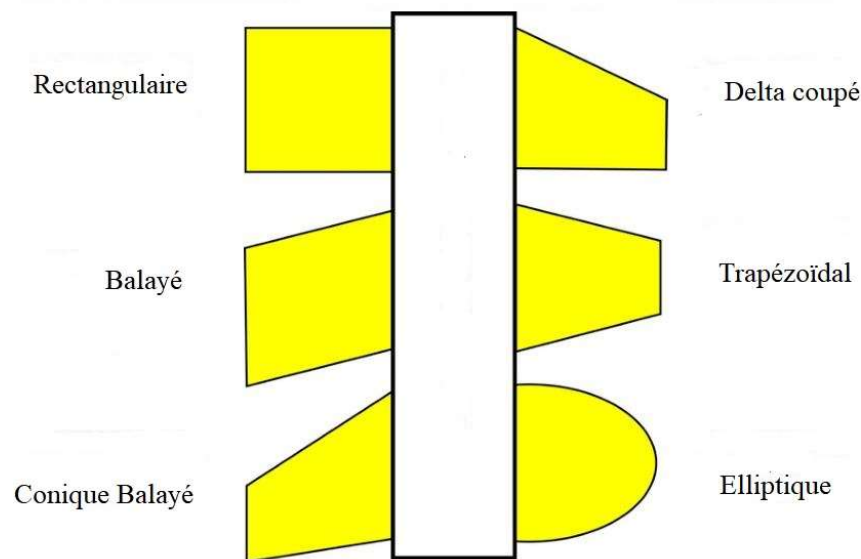


Figure II-8 : Différentes formes d'ailerons

À cette vue, nous avons vu de nombreux types d'ailerons nous avons utilisé la « conique balayé » c'est vue en gauche de l'aileron de la figure II-9.

**Profil aérodynamique carrée****Profil aérodynamique arrondi****Profil aérodynamique NACA****Profil aérodynamique à double coin****Profil aérodynamique biconvexe****Profil aérodynamique hexagonal avec base****Profil aérodynamique hexagonal***Figure II-9 : Types de profils aérodynamiques*

II.2.2. Dimensionnements des fusées :

Toutes les conditions de la maquette de fusée "RAAD-01" sont détaillées dans le cahier de charge.

- **Cahier de charge :**

Conception d'une fusée avec système de récupération. L'altitude cible est de 7000 m au-dessus de niveau de la mer.

- **Charge utile « Payload » :**

La fusée doit transporter une charge utile de forme de boîte rectangulaire pesant 5 kg avec les dimensions suivantes :

Table II-1: les dimensions de la Charge Utile « Payload »

Dimensions	Valeur en [mm]
Longueur	100
Longueur	100
Hauteur	300

La charge utile doit être logée dans le nez de la fusée. La charge utile doit être récupérable intacte et non endommagée une fois la mission accomplie. Ceci se traduit par le fait que la boîte ne doit en aucun cas être exposée à la fumée, au gaz, ou être dans un compartiment pressurisé du système de récupération.

- **Trajectoire et Apogée :**

La trajectoire de la fusée doit être verticale avec une déviation maximum de 5 degrés (dépendant des vents latéraux). Il est aussi pénalisant d'avoir une trajectoire qui excède son altitude que de ne pas l'atteindre. L'apogée de la fusée devrait être conçu pour atteindre une altitude de 7000 mètres. Une tolérance de 30 mètres est acceptée. Plus que cette tolérance, il y aura des pénalités.

- **Système de récupération/ Parachute :**

La fusée avec sa charge utile doit être récupérée intacte (non endommagée), un système de récupération est obligatoire et devrait faire partie de la conception suggérée. Il est imposé que la vitesse de descente de la fusée soit contrôlée et comprendra deux phases :

- ❖ Phase 1 : descente rapide, qui nécessitera un premier parachute (Drogue),
- ❖ Phase 2 : descente lente qui nécessitera un parachute principal. Le déploiement du premier

Parachute devrait s'effectuer à l'apogée. Cependant, le parachute principal devrait être déployé à 500 mètres. Afin de limiter tout dommage à la fusée, il est recommandé que la vitesse d'impact avec le sol ne doit pas dépasser 10 m/s.

- **Simulation en OpenRocket :**

La propulsion se limitera aux carburants solides. Pour l'obtention des caractéristiques des performances de ces carburants, une large catégorie de moteurs est disponible sur le logiciel open-source utilisé OpenRocket.

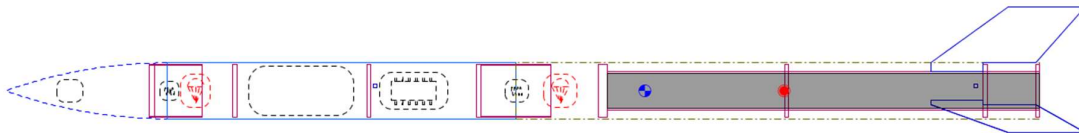


Figure II-10 : Modèle de RAAD-01 fait via OpenRocket

Cette figure représente le modèle de fusée complet dans OpenRocket. Les dimensions de chaque pièce sont représentées comme suivant :

- **Cône :**

La Figure II 12 représente Le type de cône « ogive » a été choisi comme nez dans ce modèle :

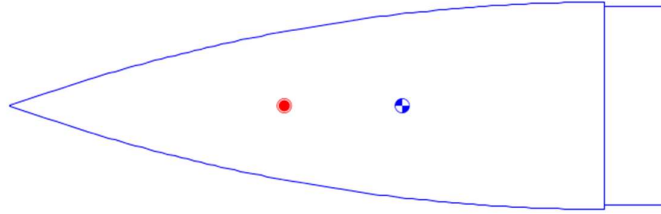


Figure II-11 : Ogive avec un épaulement

Les dimensions du cône « Ogive » représente dans le Table II 2 :

Table II-2: Les dimensions de cône et l'épaulement

Dimensions	Valeur en [mm]
Longueur du cône de la fusée	460
Diamètre de la base	160
Epaisseur de la paroi	3.5
Diamètre d'épaulement	154
Longueur d'épaulement	50
Epaisseur d'épaulement	3

- **Les deux tubes du corps « fuselage » :**

La fusée "RAAD-01" est composée de deux tubes, le tube du corps milieu et le tube du bloc moteur.

a) Tube du corps du milieu :

C'est le bloc qui contient plusieurs composants la dimensions(Représenté dans la Table II 3: au) tels que la charge utile, le parachute, le système de vol ... etc.

Table II-3: Les dimensions tube du corps du milieu

Dimensions	Valeur en [mm]
Longueur	1000
Diamètre externe	160
Diamètre interne	154
Epaisseur	3

b) Tube du bloc moteur :

Le Table II 4 représente les dimensions des Tube du bloc moteur.

Table II-4: Les dimensions tube du bloc moteur

Dimensions	Valeur en [mm]
Longueur	1500
Diamètre externe	160
Diamètre interne	154
Epaisseur	3

c) Ailerons trapézoïdaux :

La Figure II 13 représente l'Aileron du "RAAD-01"

"RAAD-01" a 3 Ailerons

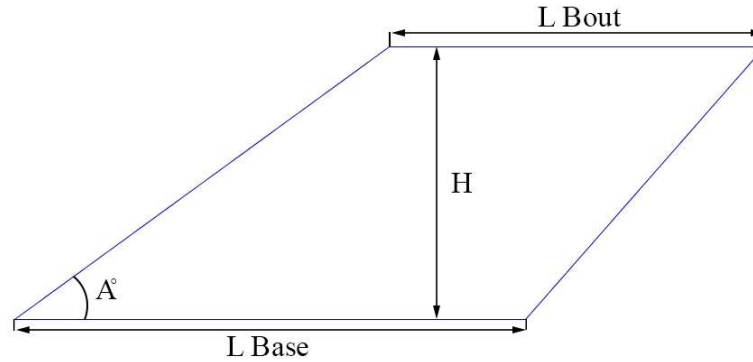


Figure II-12 : Forme et dimensions de l'aillette

La dimensions Représenté dans la Table II 5 :

Table II-5: Les dimensions et configurations des ailerons

Dimensions	Valeur
Longueur de la base de l'aileron « L Base »	300 mm
Longueur du bout de l'aileron « L Bout »	220 mm
Hauteur « H »	160 mm
Longueur du bord d'attaque	220 mm
Angle du bord d'attaque « A° »	54°
Epaisseur	3 mm
Coupe de l'aileron	Carré

Après l'assemblage de toutes les pièces précédentes, nous obtenons la fusée modèle « RAAD-01 » avec les dimensions représentées dans la Figure II 14 :

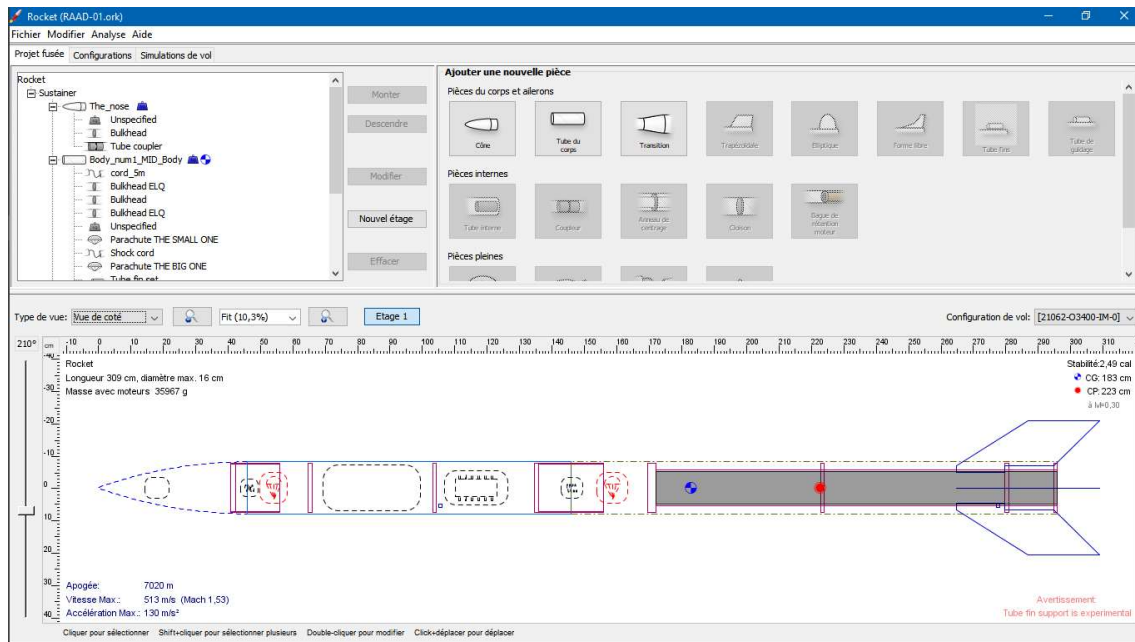


Figure II-13 : Capture d'écran de "RAAD-01" sur OpenRocket

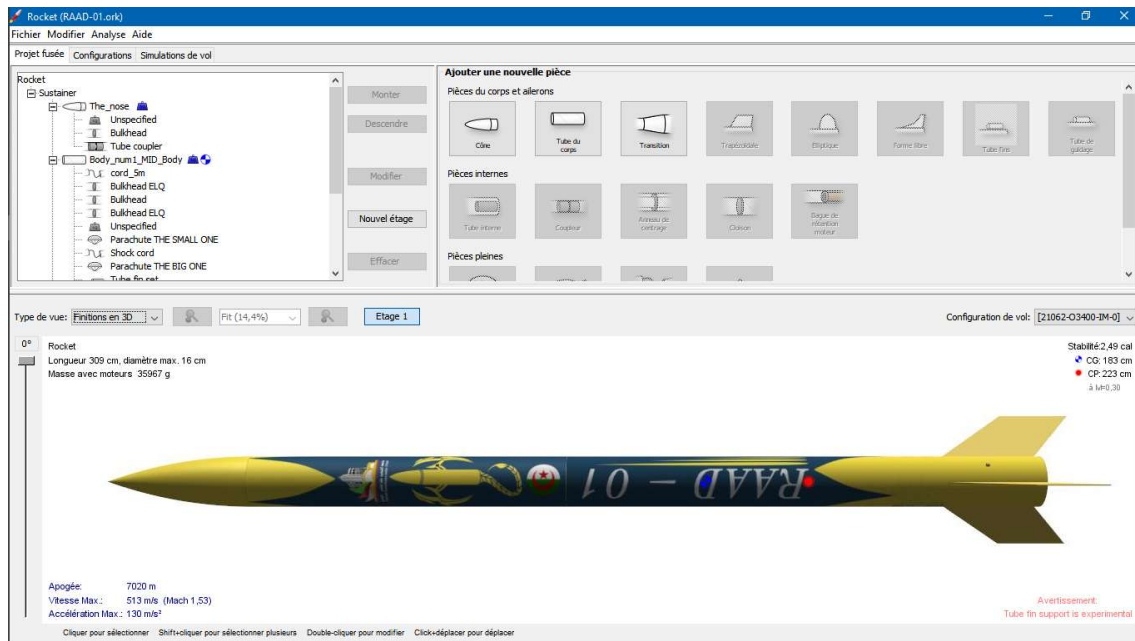


Figure II-14 : Finition 3D

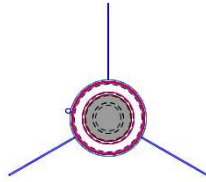


Figure II-15 : Vue arrière de la fusée

II.2.3. Conclusion :

La stabilité du fusée en vol dépend d'un ensemble de conditions à respecter :

Chapitre III

AERODYNAMIQUE, ANSYS FLUENT®

III.1. Introduction :

Aujourd'hui, nous pouvons vérifier l'expérience en utilisant des souffleries ou en utilisant des programmes informatiques qui simulent l'expérience étudiée.

Dans ce chapitre, nous allons simuler une simulation numérique de notre fusée en utilisant ANSYS FLUENT® afin d'investiguer le comportement de l'écoulement d'air, et les coefficients de portance et de trainée.

III.2. Hypothèses simplificatrices :

Ce travail est intéressé pour étudier un écoulement stationnaire d'un fluide parfait, non visqueux, bidimensionnel et irrotationnel en régime transsonique.

- Non visqueux : ν est négligeable
- Irrotationnel : $\overrightarrow{rot} \vec{v} = \vec{0}$

III.3. Modèle mathématique :

Les équations qui régissent le système sont les suivants :

- Equation de l'énergie pour un gaz parfait :

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\Delta}) \theta = q \Delta \theta \quad (\text{III-1})$$

Le coefficient de pression :

En général, le coefficient de pression s'écrit sous la forme :

$$C_p = (P_r - P_\infty) / P_{dy} \quad (\text{III-2})$$

avec P_{dy} : la pression dynamique qui s'écrit sous la forme :

$$P_{dy} = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \quad (\text{III-3})$$

$$C_p = \frac{P_r - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2} \quad (\text{III-4})$$

$$P_\infty = \frac{P_0}{\left(1 + \frac{\gamma_s - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma_s}{\gamma_s - 1}}} \quad (\text{III-5})$$

$$U_\infty = M_\infty \sqrt{\gamma_s r T_\infty} \quad (\text{III-6})$$

$$T_\infty = \frac{T_0}{\left(1 + \frac{\gamma_s - 1}{2} M^2\right)} \quad (\text{III-7})$$

$$\rho_\infty = \frac{P_\infty}{r T_\infty} \quad (\text{III-8})$$

$$M_\infty = \frac{U_\infty}{a_\infty} \quad (\text{III-9})$$

Avec : $\gamma_s = 1.4$

$T_0 = 300K$

$P_0 = 10^5 Pa$

- **Equation d'Euler :**

Pour l'analyse de l'écoulement transsonique on considère l'air comme le fluide à étudier.

On suppose qu'il représente un fluide parfait, ce qui nous ramène à appliquer les équations d'Euler.

$$\frac{d(\rho \vec{q})}{dt} = \rho \vec{f} - \vec{\nabla} \{p\} \quad (\text{III-10})$$

- **Equation de continuité :**

$$\frac{d\rho}{dt} + \vec{\nabla}\{\rho\vec{q}\} = 0 \quad (\text{III-11})$$

Pour le cas stationnaire on aura :

$$\frac{d(\rho u)}{dx} + \frac{d(\rho v)}{dy} = 0 \quad (\text{III-12})$$

III.4. ANSYS FLUENT® :

ANSYS est un progiciel de modélisation par éléments finis et/ou volumes finis, à usage général pour résoudre numériquement une grande variété de problèmes mécaniques. Ces problèmes comprennent l'électricité statique, l'analyse structurale dynamique (linéaire et non linéaire), le transfert de chaleur et les problèmes de fluides, ainsi que les problèmes acoustiques et électromagnétiques.

En général, une solution CFD par volumes finis peut être divisée en trois étapes suivantes. Il s'agit d'une directive générale qui peut être utilisée pour configurer toute analyse par volumes ou éléments finis.

Preprocessing :

Définition du problème ; les principales étapes du prétraitement sont données ci-dessous :

- Définissez les points clés / lignes / zones / volumes
- Définir le type d'élément et les propriétés matérielles / géométriques
- Lignes / zones / volumes de maillage selon les besoins

La quantité de détails requis dépendra de la dimensionnalité de l'analyse (c.-à-d. 1D, 2D, axisymétrique, 3D).

Post-processing :

Poursuite du traitement et visualisation des résultats ; à ce stade, on peut souhaiter voir;

- Listes des paramètres physiques nodaux

- Forces et moments des éléments/volumes
- Tracés de trajectoires
- Diagrammes de contour ou des iso-valeurs.

Solution :

Assigner des charges, des contraintes et résoudre ; nous spécifions ici les charges (point ou pression), les contraintes (translationnelles et rotationnelles), et finalement résolvons l'ensemble d'équations résultants.

III.5. Procédure numérique :

Les progrès technologiques rapides ont considérablement augmenté la puissance de l'ordinateur. Avec l'augmentation de la vitesse du processeur et un logiciel graphique, les ordinateurs sont largement utilisés dans la modélisation numérique et des problèmes de résolution des écoulements des fluides.

Cela a conduit à une nouvelle zone de calcul appelée dynamique des fluides numérique ou computationnelle (CFD). Le CFD utilise des lois fondamentales de conservation, telles que les équations de Navier-Stokes et de continuité, pour résoudre numériquement l'écoulement de fluide sur une région d'intérêt avec des conditions initiales et des limites spécifiques. Il fournit un excellent outil rentable pour étudier les écoulements de fluides et complète les méthodes empiriques et les tests en soufflerie.

Dans cette étude, le code de calcul à volume finis baptisé Fluent® (propriétaire à ANSYS) a été utilisé pour traiter le problème de l'écoulement axisymétrique autour du projectile.

III.5.1. Pré-Processing :

- **Création de la géométrie :**

La Figure III 1 représenté la géométrie a été faite par SOLIDWORKS et exportée en tant que fichier IGES vers ANSYS SpaceClaim.

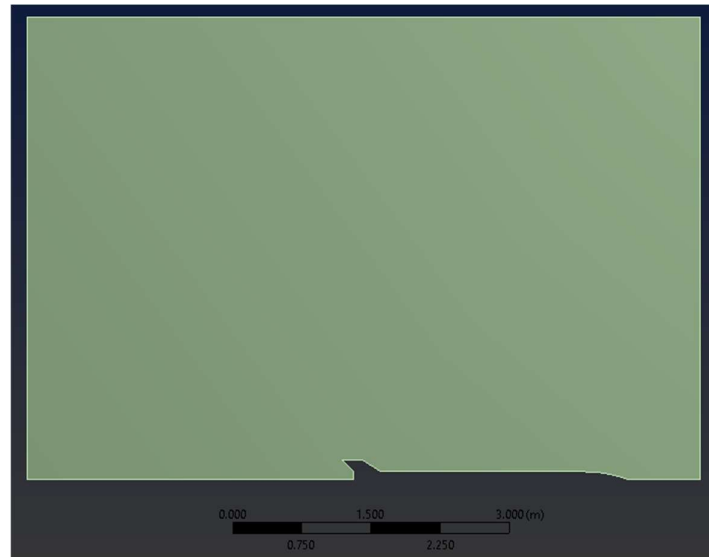


Figure III-1: géométrie de fusée

III.5.2. Génération de maillage :

Nous nous intéressons à l'évolution de l'écoulement autour du profil, il faut donc rajouter un raffinement, ce qui permet d'ajouter de la précision au calcul. Plus le nombre de divisions est élevé, plus les temps de calculs sont considérables, nous avons donc dû faire une étude de maillage pour déterminer la valeur optimale (au sens précision/temps de calcul) de la longueur de volume de discrétisation.

-
- **Etude de maillage :**

Dans le Table III 1 Nous avons essayé de nombreuses valeurs de maillage de 0.1 m descendant à 0.001 m avec le même facteur de raffinement 3 sur toute la surface de l'air.

Les résultats sont comme suivant.

Table III-1: Résultats d'étude de maillage

Valeur de dimensionnement	C_L	C_D
0.100 m	+0.92528000	-5.43380000
0.050 m	+0.96711852	-5.06904350
0.040 m	+1.15424320	-5.00496850
0.030 m	+1.26564220	-4.95161000
0.020 m	+1.42023200	-4.97306160
0.010 m	+0.98528548	-5.20331630
0.005 m	+1.70683650	-4.88724493
0.002 m	+0.87523301	-4.97211360
0.001 m	-0.237682110	-4.98975190

À partir de ces valeurs de C_D , nous pouvons considérer 0.002 m comme valeur présentant un meilleur compromis entre précision et temps de calcul ; ce dimensionnement avec la même valeur de raffinement de 3 sur tout le domaine de calculs (ici l'air), avec des volumes ou éléments triangulaires exclusivement.

- **Création du maillage dans ANSYS Fluent :**

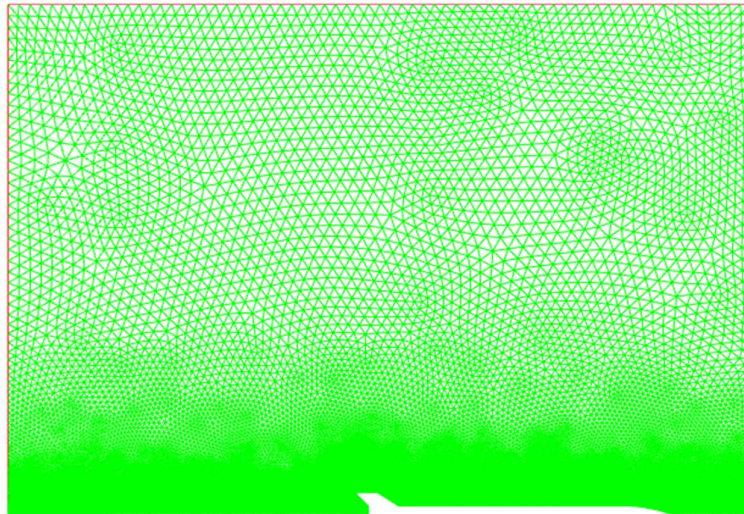


Figure III-2: Structure de maillage

- **Statistiques :**

Après avoir créé le maillage, nous obtenons ces statistiques

Nœuds : 162935.

Eléments : 319408.

- **Conditions aux limites :**

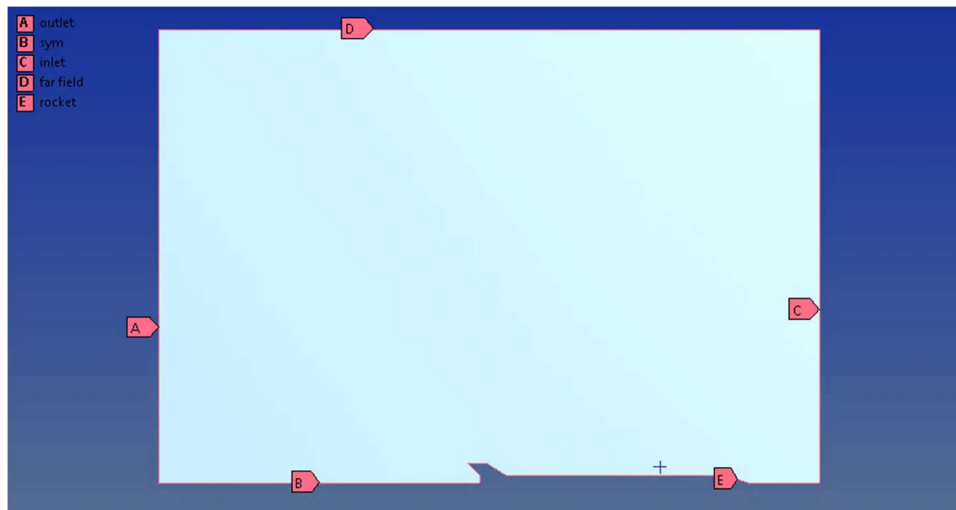


Figure III-3: Conditions aux limites

- **Le profil de type « inlet » :** Considéré comme une entrée d'air.
- **Le profil de type « outlet » :** Considéré comme une sortie d'air.
- **Le profil de type « sym » :** Considéré comme un axe de symétrie.
- **Le profil de type « wall » :** Considéré comme un obstacle pour l'écoulement du fluide.
- **Les parois autour du profil de type « pressure farfield » :** Les parois sont tellement éloignées du profil qu'ils n'influencent pas sur l'écoulement.

III.5.3. Prossessing :

La Figure III 4 représenté les modèles que nous avons utilisés dans notre simulation sont les

suivants :

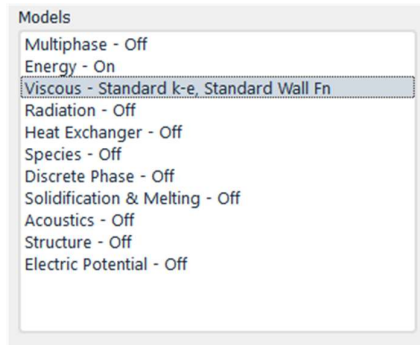


Figure III-4: les modelés utilisés

Dans Figure III 5 la Matériaux et propriétés physiques

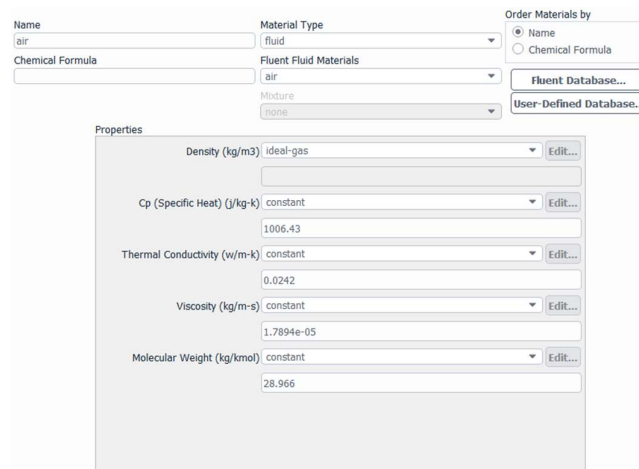
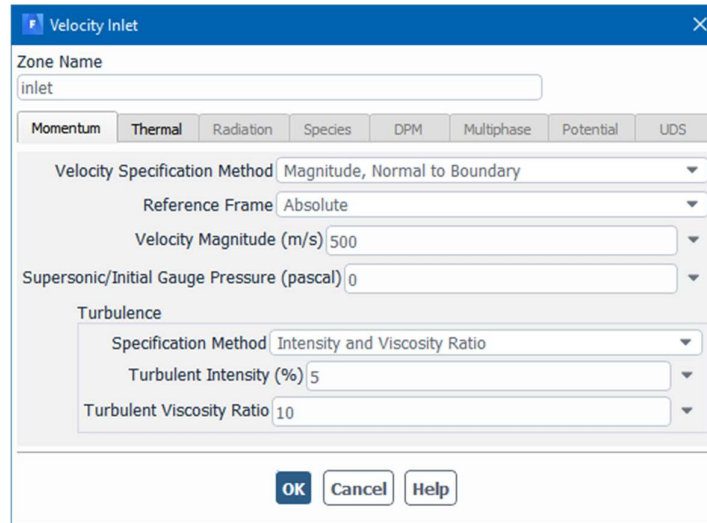


Figure III-5: Matériaux et propriétés

Conditions aux limites représenté dans (la Figure III 6 , la Figure III 7 , la Figure III 8):

- Le profil de type « inlet » : varie de 10 m/s à 500 m/s.



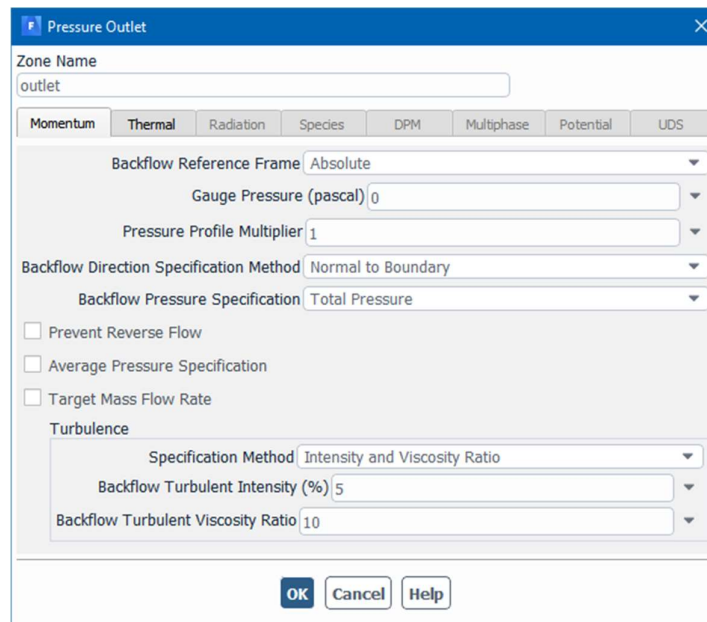
The Velocity Inlet dialog box is shown with the following settings:

- Zone Name: inlet
- Momentum tab is selected.
- Velocity Specification Method: Magnitude, Normal to Boundary
- Reference Frame: Absolute
- Velocity Magnitude (m/s): 500
- Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal): 0
- Turbulence Specification Method: Intensity and Viscosity Ratio
- Turbulent Intensity (%): 5
- Turbulent Viscosity Ratio: 10

Buttons: OK, Cancel, Help

Figure III-6: condition aux limites: vitesse d'entrée "inlet"

- Le profil de type « outlet » : sortie d'air.



The Pressure Outlet dialog box is shown with the following settings:

- Zone Name: outlet
- Momentum tab is selected.
- Backflow Reference Frame: Absolute
- Gauge Pressure (pascal): 0
- Pressure Profile Multiplier: 1
- Backflow Direction Specification Method: Normal to Boundary
- Backflow Pressure Specification: Total Pressure
- ☐ Prevent Reverse Flow
- ☐ Average Pressure Specification
- ☐ Target Mass Flow Rate
- Turbulence Specification Method: Intensity and Viscosity Ratio
- Backflow Turbulent Intensity (%): 5
- Backflow Turbulent Viscosity Ratio: 10

Buttons: OK, Cancel, Help

Figure III-7: conditions aux limites: sortie d'air "outlet"

- Le profil de type « wall » : Considéré comme un obstacle pour l'écoulement du fluide.

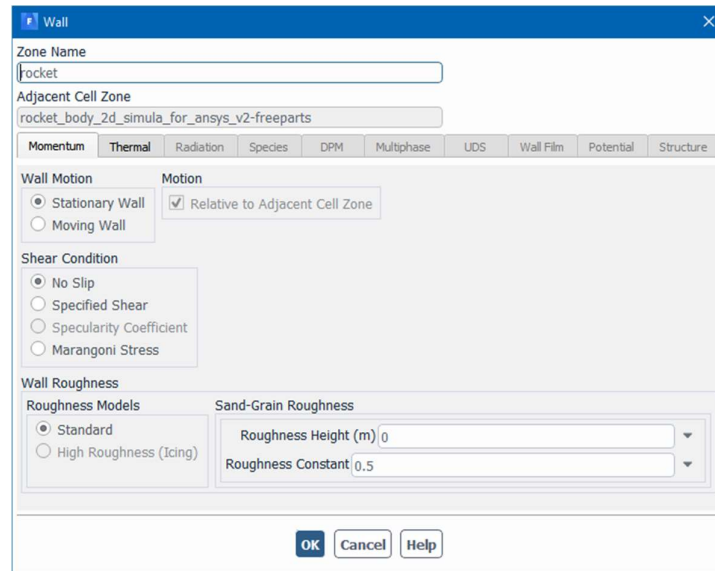


Figure III-8: conditions aux limites: obstacle "rocket"

- Le profil de type « sym » : Considéré comme un axe de symétrie.
- Le reste des parois autour du profil sont prises de type « Pressure farfield » comme conditions aux limites, ces parois sont tellement éloignées du profile qu'ils n'influencent pas sur l'écoulement, tandis que ce dernier est considéré pour un fluide parfait.

III.5.4. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous concluons que le programme Len ANSYS FLUENT® comporte des conditions et des hypothèses qui doivent être respectées

Chapitre IV

RESULTATS ET DISCUSSION

IV.1. Introduction :

Dans ce chapitre, nous rassemblons les résultats obtenus à l'issue des simulations numériques effectuées en utilisant le CFD commercial ANSYS FLUENT®, munis des discussions et d'interprétations de ces résultats.

IV.2. Validation des résultats :

Au préalable, nous pouvons valider nos simulations numériques avec les résultats du tunnel (soufflerie) ou en utilisant les résultats fournis par certains chercheurs comme le résultat bien connus relatifs au « Corps de AHMED ».

Dans ce chapitre, nous allons simuler l'écoulement autour de la fusée pour observer les paramètres de l'écoulement tels que le C_p , C_L et C_D .

En confrontant les résultats de la simulation avec les valeurs du C_p mesurées pour le corps d'Ahmed.

- **Corps d'Ahmed :**

Le corps d'Ahmed a été créé par S.R Ahmed dans ses recherches sur une caractéristique saillante du sillage moyen des véhicules terrestres en 1984, depuis lors, il est devenu une référence pour l'outil de simulation aérodynamique.

Le corps d'Ahmed est un corps de voiture simplifiée créée pour enquêter sur le comportement de la turbulence des voitures nouvellement mis au point pour les cas de géométrie complexe. Il a démontré toutes les caractéristiques d'écoulement d'une voiture réelle impliquée dans une voiture en mouvement.

Le corps d'Ahmed est utilisé comme modèle de référence pour analyser le flux de sillage afin de quantifier la résistance d'un objet dans un environnement fluide. Le coefficient de traînée joue un rôle important dans le comportement aérodynamique du véhicule. L'angle d'inclinaison est le principal facteur contribuant au coefficient de traînée global du véhicule [17].

- **Géométrie de corps d'Ahmed :**

La Figure IV 1 représente Le corps Ahmed est devenu une référence pour les outils de simulation aérodynamique. La forme géométrique simple a une longueur de 1.044 m, une

hauteur de 0.288 mètres et une largeur de 0.389 mètres. Il a également des pieds cylindriques de 0.5 mètres fixés au bas du corps et la surface arrière a une inclinaison qui tombe à 40 degrés.

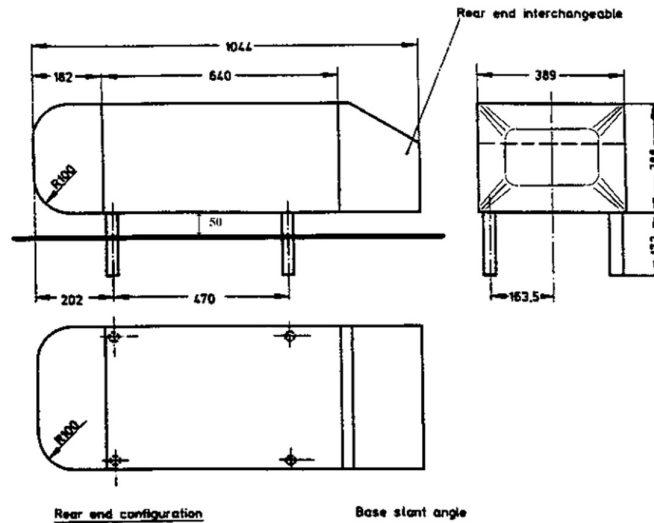


Figure IV-1: Géométrie de corps d'Ahed [17]

IV.2.1. Validation des résultats :

On présente les résultats obtenus par simulation numérique pour un écoulement transsonique.

L'objectif de notre travail est de calculer le C_p & C_D de la fusée RAAD-01 avec la variation de la vitesse de vol. le résultat représente dans la Figure IV 2

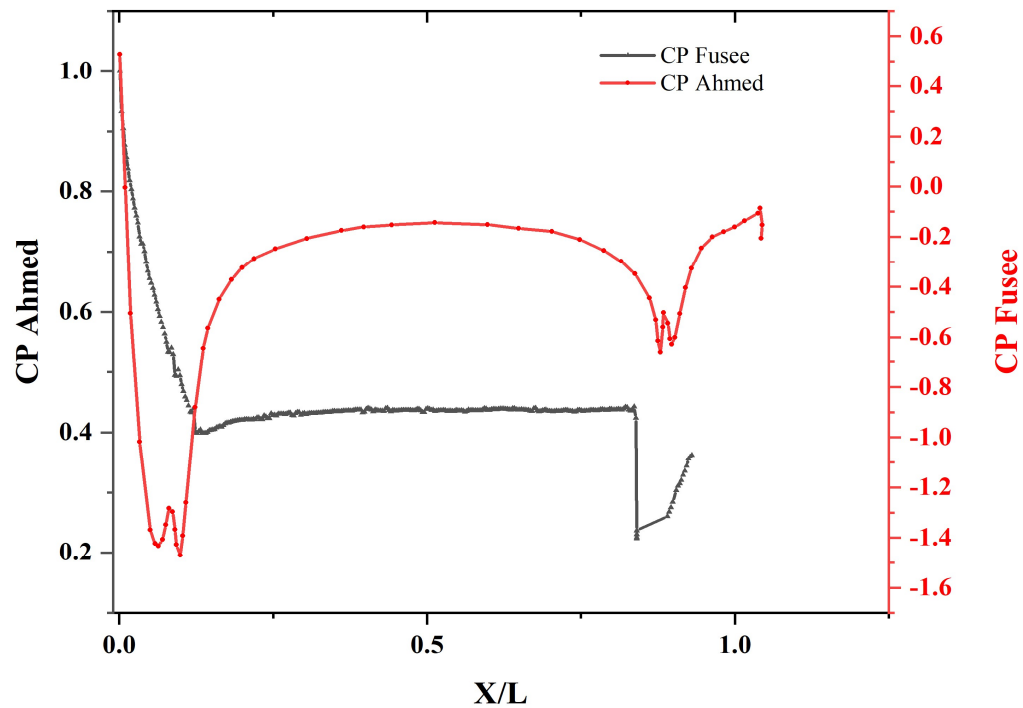


Figure IV-2: Comparaison des valeurs de CP de la fusée avec celui du corps d'Ahmed

Nos résultats obtenus pour les valeurs de coefficient de pression C_p dans ce travail sont de la même allure que celles mesurées pour le corps d'Ahmed. Tandis que l'écart observé est principalement dû à la dissemblance divaguant entre les deux géométries étudiées, où la première est un corps de forme cylindrique avec une extrémité en cône d'ogive et des ailerons à l'autre extrémité, alors la deuxième est corps plus ou moins parallélépipédique avec modérément de fuselage (streamlining) aérodynamique.

IV.3. Interprétation des résultats :

IV.4. La Figure IV 3 représente la Champ de pression :

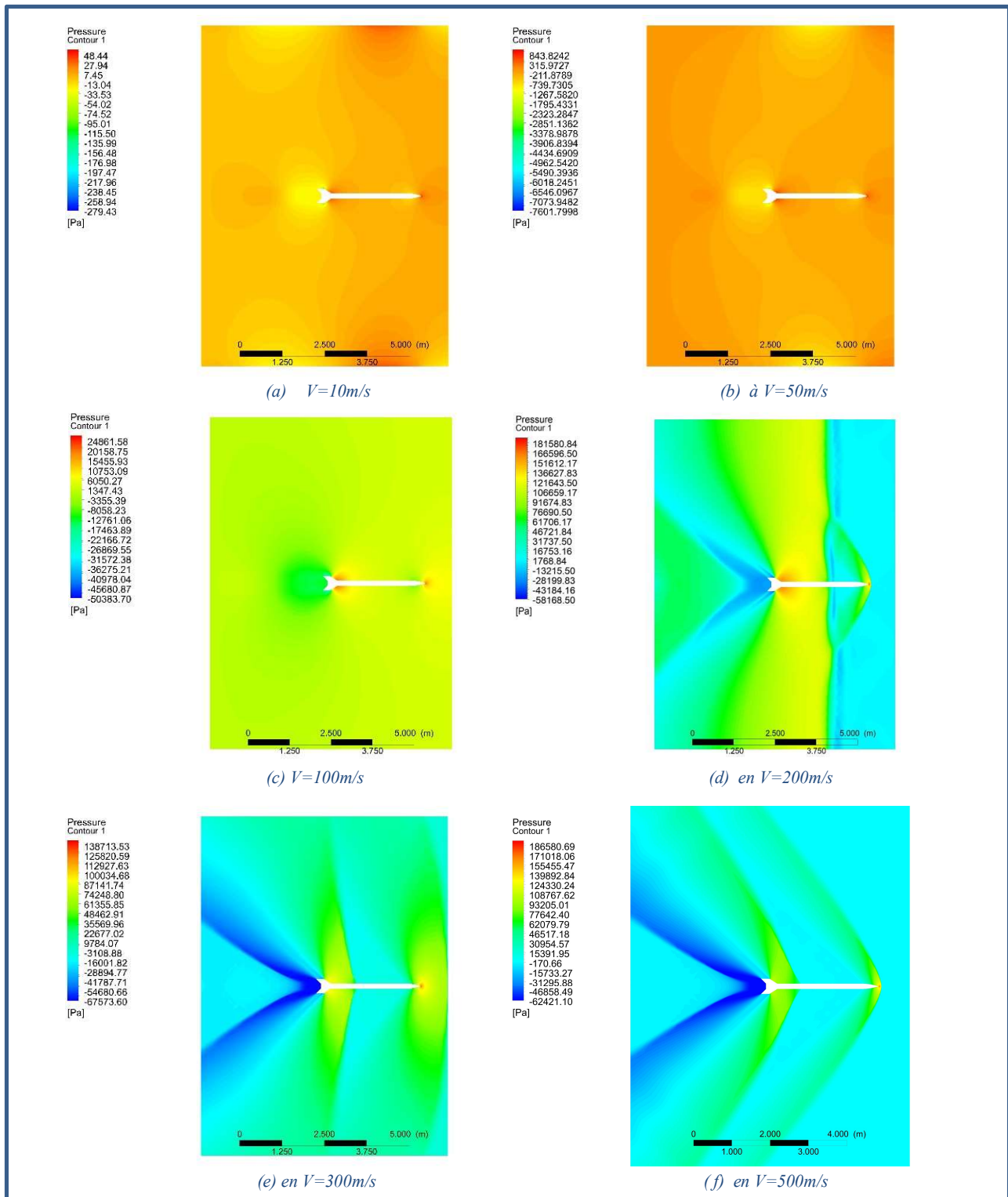


Figure IV-3: Champ de pression statique pour différentes vitesses

Des écoulements en présence d'une onde de choc apparaissent en augmentant le nombre de Mach. La position du choc dépend de la forme du projectile et du nombre de Mach du courant libres. L'angle du choc est plus incliné pour des vitesses plus élevées.

Le profil aérodynamique de l'ogive accélère le fluide (Figure IV-1) ce qui implique la diminution de la pression le long de l'ogive, à la fin du profil de l'ogive il y'aura une augmentation énorme de pression ce qui induit à une apparition de l'onde de choc à partir du nombre de Mach $M = 0.8$.

Lorsque la vitesse augmente, la pression à l'avant de la tête « Ogive » expérience toujours une valeur élevée par rapport aux valeurs du reste du domaine étudié.

IV.4.1. la Figure IV 4 représente la Champ de vitesse :

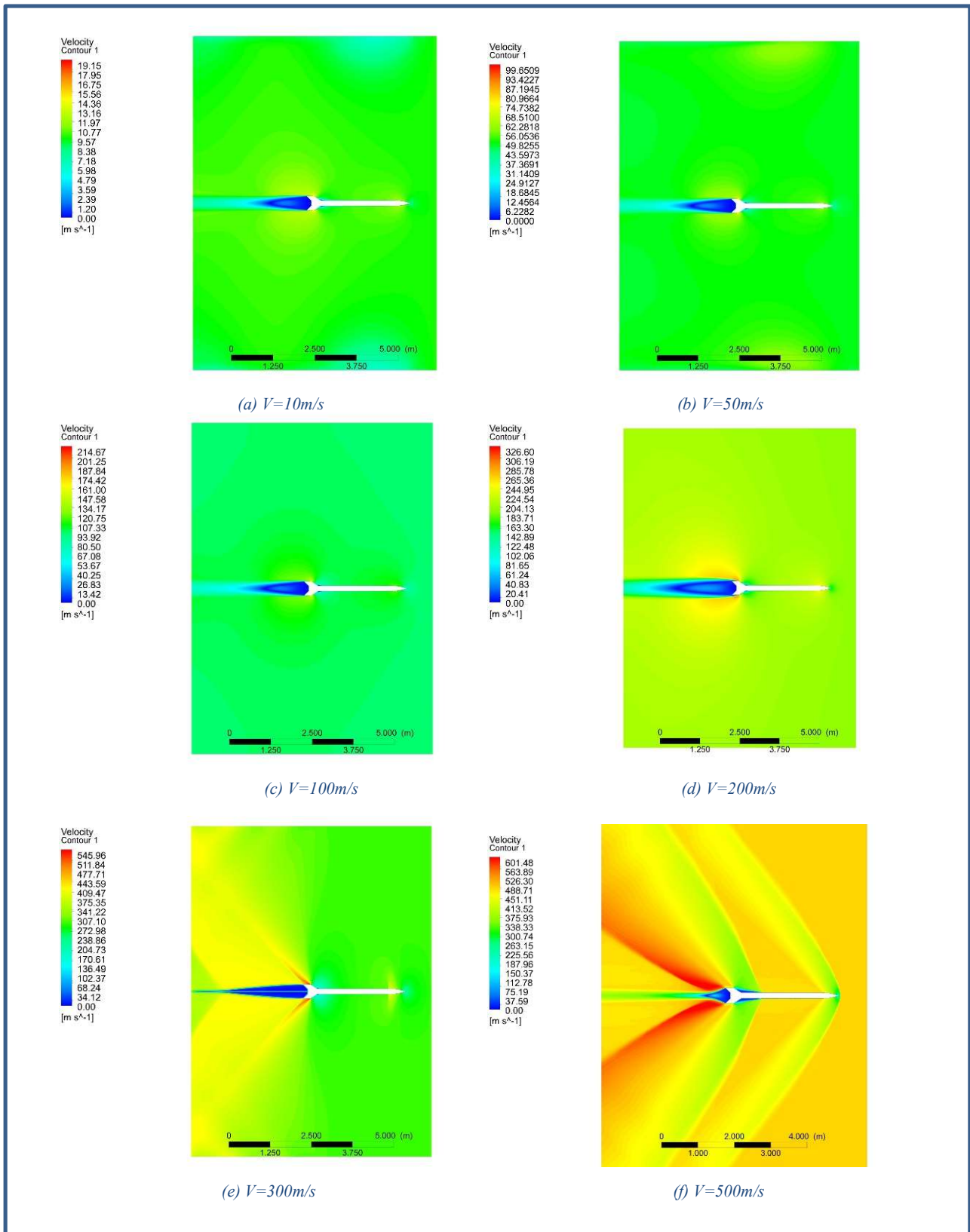


Figure IV-4 : Champs de vitesses pour différentes valeurs de vitesse de vol.

En raison de l'augmentation du nombre de Mach, on note l'apparition de l'onde de choc sur la tête de la fusée (le cône) et sur les bords des ailerons, l'angle de Mach (aussi dite de choc) aura un angle évoluant avec l'augmentation de la vitesse de vol du mobile. La figure IV-2 illustre ce fait, en observant les champs de vitesses pour diverses valeurs de la vitesse de vol.

La forme de l'ogive assure une pénétration en douceur du fluide, car la vitesse de l'air sur l'ogive est absente (d'après la condition de non-glissement au début), puis commence à augmenter le long du corps du projectile jusqu'à ce qu'elle soit considérable seulement sur les bords des ailerons et au sillage.

Ce changement de vitesse est dû à la forme aérodynamique de la fusée, assurant la trajectoire précise et la stabilité en vol. On observe aussi que lorsque la vitesse de vol augmente la vitesse du fluide en écoulement à l'avant de la tête Ogive reste à une valeur faible

IV.4.2. L'effet de changement de vitesse sur le coefficient de pression dans la Figure IV 5

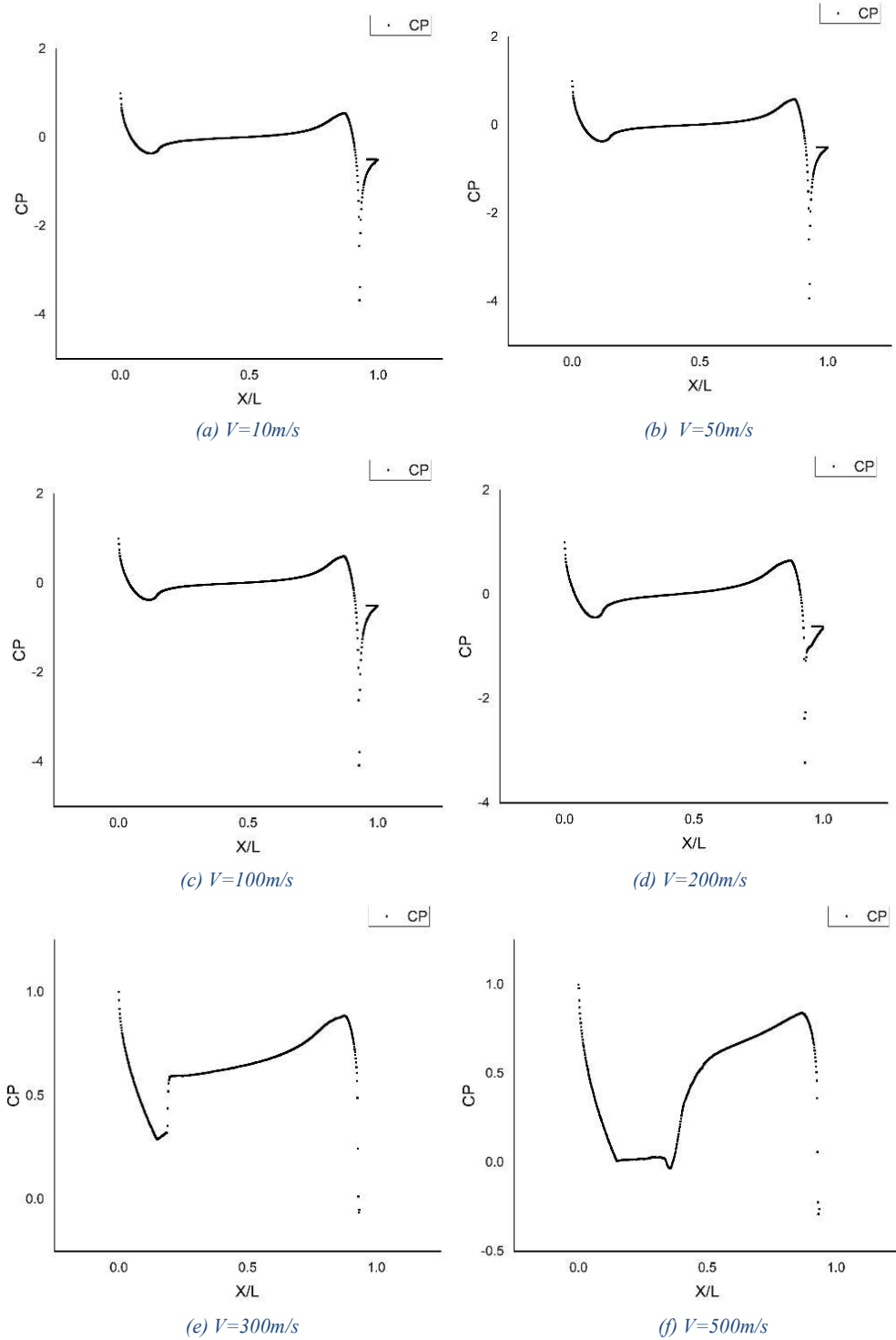


Figure IV-5: Effet de la vitesse de vol sur le coefficient de pression.

Le coefficient de pression étudié pour notre fusée est caractérisé par une diminution lorsque l'air attaque la tête de missile à $X/L = 0$ en raison de la pression appliquée sur la tête en raison du manque de vitesse.

La stabilité du facteur de pression le long du missile de $X/L = 0$ à $X/L = 0.8$ est due aux égales valeurs de pression appliquées le long de la surface du projectile.

De $X/L = 0.8$ à $X/L = 1$, une diminution du coefficient de pression est due éventuellement à deux effets : soit à la réfraction des ondes de choc à la fin du modèle de fusée (ailerons), soit au sillage apparaissant à l'issue de l'écoulement de l'air en aval du corps mobile.

Lorsque la vitesse augmente à 500 m/s, le coefficient de pression diminue progressivement de $X/L = 0$ à $X/L = 0.2$ par rapport aux vitesses précédentes, et cette diminution de la valeur du coefficient de pression est plus faible.

De $X/L = 0.2$ à $X/L = 0.3$, la monotonie de la valeur du coefficient de pression le long de l'ogive, ce qui explique la forme dynamique de l'ogive qui accélère l'air et distribue une pression uniforme à sa surface.

Le long du segment $X/L = 0.3$ à $X/L = 0.8$, une augmentation progressive de la valeur du coefficient de pression en raison de la valeur de haute pression appliquée à la surface du projectile. Cette augmentation progressive est observée pour les vitesses de vol n'impliquant pas des ondes de choc, mais pour celles avec des ondes de choc on remarque la discontinuité du coefficient de pression.

De $X/L = 0.8$ à $X/L = 1$, une forte diminution de la valeur du coefficient de pression est due au sillage induit par le fluide en écoulement en aval du corps solide en mouvement.

On peut tirer la conclusion donc, que le coefficient de pression décrivant la pression relative à la surface de la forme étudiée.

IV.4.3. La Figure IV 6 représente l'effet de changement de vitesse de vol sur les coefficients de trainée et de portance :

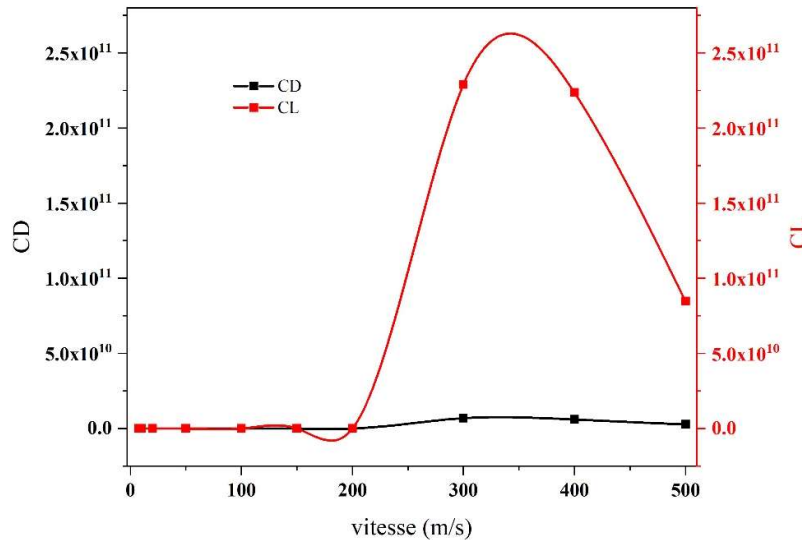


Figure IV-6 : Coefficients de trainée et de portance enregistrés différentes vitesses de vol.

De la figure IV-4, on peut observer clairement que les coefficients de portance C_L et de trainée C_D sont du même ordre pour les vitesses de vol faibles ou modérées c.-à-d. le rapport C_L/C_D est de l'ordre 1. Ceci est probablement dû qu'aux petites vitesses de vol la force de portance agit d'une façon à équilibrer la force de la pesanteur (poids du mobile) et n'expérimente pas de grandes valeurs de résistances au mouvement.

Toutefois en dépassant la plage de 150 à 200 m/s des vitesses de vol (ou relativement des vitesses du fluide entourant), la portance (coefficient C_L) augmente largement en comparaison à la trainée (coefficient C_D) jusqu'à l'atteinte d'une valeur maximale aux alentours de la vitesse de vol de 350 m/s (valeurs qui dépendent seulement des quantités et propriétés adoptées dans la présente étude). Puis, elle diminue avec l'augmentation de cette dernière aux valeurs élevées. On peut interpréter ce fait par l'augmentation de l'ampleur du coefficient de pression C_P déjà observée aux grandes vitesses (Voir figure IV-3 (e) et (f))

IV.4.4. Conclusion :

La comparaison des résultats obtenus à partir des simulations avec le corps d'A Ahmed a donné des résultats similaires

Conclusion générale

L'objectif principal du présent travail est le calcul des coefficients de portance C_L et de traînée C_D Et le comparer avec Corps d'A Ahmed de la fusée baptisée RAAD-01 déjà construit au sein de l'université Echahid Hamma Lakhdar d'El-Oued. En effectuons de nouveaux calculs et simulations informatiques de l'écoulement d'air autour de notre modèle de fusée en régime transsonique.

En effet, les résultats des coefficients de portance C_L et de traînée C_D comparables aux résultats du Corps d'A Ahmed, presque à l'identique, ce qui signifie que les résultats de notre étude sont cohérents avec les résultats de Corps d'A Ahmed.

Après une présentation détaillée des différents composants de ce corps aérodynamique, et ses différentes situations et principes de fonctionnement.

On a dimensionné notre fusée RAAD-01 suivant un certain cahier de charge. Un calcul théorique des coefficients aérodynamiques de la fusée et ces performances est fait par le logiciel libre de dimensionnement nommé OpenRocket.

On a défini les dimensions et les spécifications de notre fusée pour être dessinés dans SolidWorks, afin que nous puissions l'exporter vers ANSYS FLUENT® pour la simulation aérodynamique, et pour calculer les coefficients de traînée et de portance. Il est difficile de calculer la trajectoire, en raison de la variation de tous les paramètres aérodynamiques en fonction de l'altitude et principalement pour la température.

Où nous avons conclu que l'augmentation de la pression à la surface de la fusée est due à l'augmentation de la vitesse aux grandes vitesses de vol.

La condition de stabilité du projectile est que le centre de portance aérodynamique soit situé derrière son centre de gravité

Les ondes de choc apparaissent brusquement lors du vol aux vitesses élevées, sachant que leurs angles seront plus aigus.

Les changements du nombre de Mach de vol, la forme des ailes et la vitesse du vent joue un rôle primordial dans la façon dont la fusée se déplace dans l'air.

Les résultats que nous avons obtenus des simulations CFD utilisant ANSYS FLUENT étaient comparés qualitativement avec ceux fournis dans la littérature pour le corps d'A Ahmed. Un accord remarquable en allures des coefficients de pression est apprécié.

Références bibliographiques

- [1] A. B. Van Riper, *Imagining flight: aviation and popular culture* (no. 7). Texas A&M University Press, 2004.
- [2] A. F. Mazzara, *Marine Corps Artillery Rockets: Back Through The Future*. Quantico, Va.: Command and Staff College, Education Center, Marine Corps Development and Education Command, 1987.
- [3] A. Smoliński, "Najnowsza monografia „Armii wielkiego księcia Konstantego”, czyli o Wojsku Polskim Królestwa Polskiego z lat 1815-1830," *Studia z Dziejów Wojskowości*, vol. 3, pp. 267-276, 2014.
- [4] Г. ПРЕОБРАЖЕНСКАЯ, "ТРАНСПОРТНЫЕ СРЕДСТВА СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ."
- [5] R. H. Goddard, "Rocket apparatus," ed: Google Patents, 1914.
- [6] R. H. Goddard, *Rockets*. Courier Corporation, 2002.
- [7] N. A. a. S. A. (NASA). (2020). *NASA Glenn Research Center* [Online]. Available: www.nasa.gov.
- [8] G. P. Sutton, *History of liquid propellant rocket engines*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [9] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons, 2016.
- [10] A. M. Lipanov, "Historical survey of solid-propellant rocket development in Russia," *Journal of propulsion and power*, vol. 19, no. 6, pp. 1067-1088, 2003.
- [11] C. SA, "AGARD HIGHLIGHTS 89," 1989.
- [12] A. Davenas, "Development of modern solid propellants," *Journal of propulsion and power*, vol. 19, no. 6, pp. 1108-1128, 2003.
- [13] T. Svitek, "Solar sail as OTV(Solar sail concept study- Phase II Report)," in *AIAA, SAE, and ASME, Joint Propulsion Conference, 19 th, Seattle, WA*, 1983, vol. 27, no. 29.
- [14] D. W. Callaway, "Coplanar Air Launch with Gravity-Turn Launch Trajectories," Air Force Inst Of Tech Wright-Patterson Afb Of School Of Engineering And ..., 2004.
- [15] C. N. Eastlake, "An aerodynamicist's view of lift, Bernoulli, and Newton," *The Physics Teacher*, vol. 40, no. 3, pp. 166-173, 2002.
- [16] S. Niskanen, "OpenRocket technical documentation," *Development of an Open Source model rocket simulation software*, pp. 11-13, 2013.
- [17] S. Ahmed, G. Ramm, and G. Faltin, "Some salient features of the time-averaged ground vehicle wake. SAE technical paper 840300," ed, 1984.

Résumé

L'objectif principal du présent travail est de réaliser une étude aérodynamique du modèle de fusée RAAD-01 déjà construit. Les effets de la vitesse de vol sur les coefficients de pression, de traînée et de portance ont été étudiés.

La condition de stabilité du projectile est que le centre de la portance aérodynamique est situé derrière son centre de gravité, partout où des ondes de choc apparaissent soudainement en volant à grande vitesse, sachant que leurs angles seront plus aigus. De plus, certains changements dans le nombre de Mach de vol, la forme des ailes et la vitesse du vent jouent un rôle clé dans la façon dont la fusée se déplace dans les airs.

Des simulations numériques du flux d'air extérieur autour de la fusée RAAD-01 ont été établies en utilisant le code CFD commercial ANSYS FLUENT®. La comparaison entre les résultats de simulation numérique actuels avec ceux fournis par le corps d'Ahmed montre un bon accord pour la validation.

Mots clé : Fusée, Propergol solide, OpenRocket, Ecoulement externe, Coefficient de pression, Portance, Traînée.

SUMMARY

The main aim of this work is to carry out an aerodynamic study of the RAAD-01 Rocket model already built. Effects of flight speed on the pressure, drag and lift coefficients were investigated.

The condition of projectile stability is that the center of aerodynamic lift is located behind its center of gravity, wherever, shock waves suddenly appear when flying at high speeds, knowing that their angles will be more acute. Furthermore, certain changes in the flight Mach number, wing shape and wind speed play a key role in how the rocket travels through the air.

Numerical simulations of the external air flow around the RAAD-01 Rocket were established using the commercial CFD code ANSYS FLUENT®. The comparison between the present numerical simulation results with those provided by Ahmed's body show a good agreement for the validation.

Keywords: Rocket, Solid Propellant, OpenRocket, External Flow, Pressure Coefficient, Lift, Drag.

ملخص

الهدف الرئيسي من هذا العمل هو إجراء دراسة ديناميكية هوائية لنموذج صاروخ RAAD-01 الذي تم بناؤه بالفعل. تم دراسة تأثيرات سرعة الطيران على معاملات الضغط والسحب والرفع. حالة الاستقرار المقذوف هي أن مركز الرفع الديناميكي الهوائي يقع خلف مركز ثقله ، حيث تظهر موجات الصدمة فجأة عند الطيران بسرعات عالية ، مع العلم أن زواياها ستكون أكثر حدة. علاوة على ذلك ، تلعب بعض التغييرات في عدد ماخ للطيران وشكل الجناح وسرعة الرياح دوراً رئيسياً في كيفية انتقال الصاروخ عبر الهواء. تم إنشاء عمليات محاكاة عددية لتدفق الهواء الخارجي حول صاروخ RAAD-01 باستخدام برنامج CFD التجاري ANSYS FLUENT®. تظهر المقارنة بين نتائج المحاكاة العددية الحالية مع تلك التي قدمها جسد أحمد توافقاً جيداً على التحقق.

كلمات مفتاحية : صاروخ ، وقود صلب ، OpenRocket ، جريان خارجي ، معامل الضغط ، الرفع ، السحب.