

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE ABDERRAHMANE MIRA BEJAIA
FACULTÉ DE TECHNOLOGIE
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE

MEMOIRE

PRÉSENTÉ POUR L'OBTENTION DU DIPLÔME DE

MASTER

FILIÈRE : GÉNIE MÉCANIQUE

SPÉCIALITÉ : INSTALLATION ÉNERGÉTIQUE ET TURBOMACHINES

PAR :

ADNANI ABDERAHIM

AOUDJANE KARIM

Thème

Dimensionnement et réalisation d'une fusée

Soutenu le 04/07/2019 devant le jury composé de:

Mr.	F. MENDIL	Président
Mr.	A.BENSLIMAN	Rapporteur
Mr.	B.HAMTACH	Examineur

ANNÉE UNIVERSITAIRE 2018-2019

Dedication

I dedicate this modest work to my parents , Zoulikha and Nadir, my brother Amazigh, and my sister Driffa, and my nephew Assia for their moral and financial support. And to all my friends especially Zineddine and Sabri, for their encouragement and help.

A. Karim

I dedicate this work to my parents Ourdia and Ouali, my brothers, for their moral and financial support. And to all my friends, for their encouragement and help.

A. Abd Rahim

Acknowledgement

We would firstly like to thank our project supervisor, Dr. Ben Slimane for this opportunity, and valuable feedback. Also he was our teacher for four years.

Secondly, we would like to thank Mr. Sayad for his valuable help and encouragement.

And a final thank goes to our families and friends for their presence, support, and help.

Table de matière

Dédicaces.....	I
Remerciement.....	II
Table des matières.....	III
Liste des figures.....	VII
Liste des tableaux.....	IX
Nomenclature.....	X
Introduction.....	1
Chapitre 1 : Généralités.....	3
1.1.Introduction	4
1.2.Denominations	4
A. Fonctionnement d'un moteur-fusée	4
B. combustion.....	5
C. étagement	5
1.3.Les types de moteur-fusée ..	5
1.3.1. Moteur-fusée à ergols liquides.....	6
1.3.2. Moteur-fusée à ergols solides	7
1.4.Impulsion spécifique	8
1.4.1. Propulsion	8
A. Propulsion cryogénique.....	8
B. Propulsion à ergols liquides.....	8
C. Propulsion à ergols solides	9

1.5.Ailerons	11
1.6.Les phases de vol.....	13
1.7.Les Forces en présences	14
1.7.1. Poids de la fusée	14
1.7.2. Poussée du moteur	14
1.7.3. Résistance de l'air	15
1.7.4. Dynamique du vol.....	15
1.8.Evolution des paramètres au cours du vol.....	16
1.9.Trajectoire	17
1.9.1. Equation de la trajectoire	17
1.10. Conclusion.....	18
Chapitre 2 : Dimensionnement et calculs théoriques	19
2.1. Introduction.....	20
2.2. Cahier de charge.....	20
2.2.1. Charge utile.....	20
2.3. Dimensionnement de la fusée.....	20
2.4. Calcul théorique.....	23
2.4.1. Calcul du centre de poussée.....	23
2.4.2. Méthode de barrowman.....	24
2.4.2.1 Principe de décomposition et barycentre.....	24
2.4.3. Calcul du centre de gravité.....	27
2.4.4. Calcul de la stabilité.....	31

2.4.5.	Calcul des forces aérodynamique.....	31
2.4.5.1.	Poids de la fusée.....	31
2.4.5.2.	Poussée du moteur.....	32
2.4.5.3.	Résistance de l'air.....	34
2.5.	Descente sous parachute.....	37
2.5.1.	Calcul du diamètre du parachute.....	37
2.5.2.	Calcul du choc lors de l'ouverture du parachute.....	39
2.6.	Calcul de la vitesse de flottement des ailerons.....	39
2.6.1.	Dimensionnement des ailerons.....	39
2.7.	Conclusion.....	42
 Chapitre 3 : Partie électronique.....		43
3.1.	Introduction.....	44
3.2.	Présentation générale de la partie électronique.....	44
3.3.	Composant utilisé.....	44
3.3.1.	Arduino UNO.....	44
3.3.1.1.	Définitions.....	44
3.3.1.2.	Zoom sur la carte Arduino UNO.....	45
3.3.1.3.	Utilité.....	46
3.3.2.	Capture.....	46
3.3.2.1.	Définition.....	46
3.3.2.2.	MPU6050 accéléromètre/gyroscope.....	47
	A) Description.....	48
3.3.3.	Data storage.....	49
3.3.4.	Câbles utilisé.....	50
3.3.5.	Alimentation.....	50

3.3.6. Breadboard.....	51
3.4. Interfaçage MPU6050 et SD adaptateurs avec la carte Arduino UNO	51
3.5. Circuit général.....	53
3.6. Code de Simulation.....	53
3.7. Résultats.....	55
3.8. Conclusion.....	56
Chapitre 4 : Réalisation.....	57
4.1 Introduction	58
4.2 Travail fait sur le tube pvc (enveloppe).....	58
4.3 Ailerons.....	59
4.4 Bagues supportant le propulseur et l'électronique de la fusée.....	59
4.5 Ogive.....	61
4.6 La peinture.....	62
4.7 Conclusion.....	62
Conclusion General.....	63
Bibliographie.....	64
Annexe	
Résumé	

Liste de figure

Figure 1.1 : Démonstrations des actions réciproques.....	4
Figure 1.2. : Illustration de différente composante de moteur -fusée a ergols liquides	6
Figure 1.3. : Illustration de différente composante de moteur -fusée a ergols solides.....	7
Figure 1.4. : Comportement de la tuyère dans Le vide	9
Figure 1.5 : Illustration des différentes sections de l'aileron.	11
Figure 1.6. : Les différents types des ailerons.....	12
Figure 1.7. : Les Essais de taille et de position des ailerons sur le fuselage de la fusée.	12
Figure 1.8. : Illustration d'un lancement	13
Figure 1.9. Schématisation des forces	14
Figure 1.10. : A) Schématisation des forces.....	14
Figure 1.10. B) Schématisation des forces	14
Figure 1.10. C) Schématisation des forces	15
Figure 2.1. : Modèle d'une fusée faite par Open Rocket	20
Figure 2.2. : Ogive avec une transition et un épaulement	21
Figure 2.3. : Tube de corps de la fusée.....	22
Figure 2.4. : Aileron de forme trapézoïdale	23
Figure 2.5. : Position du centre de poussée d'une ogive.....	25
Figure 2.6. : Dimensions de l'aileron.....	26
Figure 2.7. : Centre de masse d'un tube homogène et symétrique	27
Figure 2.9. : Centre de masse d'un trapèze	28
Figure 2.10 : Centre de masse de trois trapèzes en 3D	29
Figure 2.11 : Distance entre le centre de masse et le point zéro du repère	29
Figure 2.11 : Marge statique de la fusée	31
Figure 2.13. : Différents moteurs fusée de type Cesaroni.....	33
Figure 2.14. : Caractéristiques du moteur choisi.....	34
Figure 2.15 : Parachute hémisphérique percé	38

Figure 2.16 : Variation de la vitesse du flottement des ailerons en fonction de l'altitude.....	42
Figure 3.1. Image d'une carte Arduino Uno.	44
Figure 3.2. Différentes parties de la carte Arduino Uno.	45
Figure 3.3 Fonctionnement des captures.....	47
Figure 3.4. Capteur Mpu6050.	48
Figure 3.5. a) Adaptateur de la carte Sd.	49
Figure 3.5. b) Description du différent pin de SD carte Adaptateur.	49
Figure 3.6. Figure 3.6. Câbles Jumper.....	50
Figure 3.7. Batterie utilisée.....	50
Figure 3.8. Breadboard.....	51
Figure 3.9. a) Interfaçage de capteur.....	52
Figure 3.9. b) Interfaçage de la carte SD avec L'Arduino UNO.....	52
Figure 3.10. Circuit général de la partie électronique.....	53
Figure 4.1 : A) Image avant le découpage	58
Figure 4.1 : B) Image après le découpage.....	58
Figure 4.2 : A) Traçage de tube.....	58
Figure 4.2 : B) Découpage de tube.....	58
Figure 4.3 : B) Découpage de la géométrie sur le contreplaqué.....	59
Figure 4.3 : A) La Géométrie de l'aileron.....	59
Figure 4.4 : C) Raffinement de la géométrie.....	60
Figure 4.4 : B) Découpage de la géométrie.....	60
Figure 4.4 : A) Perçage de la géométrie.....	60
Figure 4.5 : C) Assemblage de block moteur, aileron sur l'enveloppe.....	60
Figure 4.5 : A) Assemblage block moteur, bague.....	60
Figure 4.5 : B) App de la silicone colle sur les ailerons.....	60
Figure 4.7 : Ogive réalisée final	61
Figure 4.6 : Premières étapes de réalisation de l'ogive.....	61
Figure 4.8 : A) App de la peinture sur la surface extérieure de la fusée	62

Figure 4.8 : B) App de la peinture sur la surface extérieure de l'ogive. 62

Liste des Tableaux

Tableau 2.1. Dimension de cône	21
Tableau 2.2. Dimension de transition.....	21
Tableau 2.3. Dimension de l'épaulement arrière	21
Tableau 2.4. Dimension de tube du corps du milieu	22
Tableau 2.5. Dimension de tube du corps arrière.....	22
Tableau 2.6. Dimensions des ailerons.....	23
Tableau 2.7. Position du centre de masse de chaque élément et sa masse.....	30
Tableau 2.8. Dimensionnement des ailerons.....	40
Tableau 2.9. Valeurs de la vitesse du son, la pression atmosphérique en fonction de l'altitude et la vitesse de flottement.....	41
Tableau 3.1. Description des pins de MPU6050 utilisé	48

Nomenclature

Symbole

a_{∞}	Vitesse du son à l'infini	m/s
C_A	Coefficient de trainee	-
$C_{A \text{ (aile)}}$	Coefficient de trainée d'un aileron	-
$(C_A)_{BA}$	Coefficient de trainée du bord avant	-
$(C_A)_{BAr}$	Coefficient de trainée du bord arrière	-
$C_{AT \text{ (cf)}}$	Coefficient totale du corps de la fusée	-
$C_{A \text{ (ogive)}}$	Coefficient de trainée d'une ogive	-
$C_{A \text{ (pt)}}$	Coefficient de trainée d'un parachute troué	-
$C_{A \text{ (T)}}$	Coefficient de trainée de la transition	-
$C_{A \text{ (Ta)}}$	Coefficient de trainée du tube arrière	-
$C_{A \text{ (Tm)}}$	Coefficient de trainé du tube milieu	-
$C_{A \text{ totale}}$	Coefficient de trainée totale	-
$C_{f \text{ (c)}}$	Frottement visqueux du corps de la fusée	-
C_N	Coefficient de portance	-
$(C_{N\alpha})_{\text{ailerons}}$	Gradient de portance des ailerons	-
$(C_{N\alpha})_{\text{ogive}}$	Gradient de portance de l'ogive	-
$(C_{N\alpha})_{\text{T otal}}$	Gradient de Portance total	-
C_p	Coefficient de pression	-
C_{S0}	Vitesse du son	m/s

$C_s(h)$	Vitesse du son en fonction de l'altitude	m/s
C_x	Coefficient de trainée d'un parachute troué	-
d_{aile}	Diamètre d'aileron	m
D_b	Diamètre maximale du corps de la fusée	m
D_d	Diamètre de la base de la fusée	m
D_{pp}	Diamètre du parachute principale	m
D_{pt}	Diamètre du petit parachute	m
D_{ogive}	Diamètre de l'ogive	m
D_{ref}	Diamètre de référence	m
e	Hauteur de l'aileron	m
F	Poussée du moteur	N
f	Mi- Corde de l'aileron	m
F_{ext}	Forces extérieure	N
F_T	Force d'attraction subite lors de l'ouverture du parachute	N
G	Module de cisaillement du contre-plaqué	Pa
g	Gravité	m/s ²
H	Hauteur de l'échelle atmosphérique au niveau de la mer	m
h	Hauteur	m
K	Epaisseur de l'aileron	m
L	Longueur de l'ogive + longueur de la transition	m
L_b	Longueur du corps de la fusée	m
L_{b1}	Longueur du Tube milieu	m
L_{b2}	Longueur du Tube arrière	m

L_{b3}	Longueur de la transition	m
L_c	Longueur de la base du corps de la fusée	m
L_{ogive}	Longueur de l'ogive	m
L_s	Longueur de suspente	m
L_{tf}	Longueur totale de la fusée	m
M	Masse	kg
Ma	Nombre de mach	-
m	Longueur de base de l'aileron	m
M_i	Masse de l'objet i	kg
M_{ogive}	Masse de l'ogive	kg
M_∞	Nombre de Mach à l'infini	-
n	Longueur du bout de l'aileron	M
P	Poids	N
P_A	Force axiale	N
P_{ail}	Longueur du bord d'attaque de l'aileron	M
P_{dy}	Pression dynamique	Pa
$P(h)$	Pression atmosphérique en fonction de l'altitude	Pa
P_N	Force normale	N
P_r	Pression	Pa
P_0	Pression au niveau de la mer	Pa
P_∞	Pression à l'infini	Pa
q	Diffusivité thermique	m^2/s
Q	Nombre d'ailerons	-

r	Constante massique des gaz parfait	J/kg.K
R	Résistance de l'air	N
R_A	Force de traînée	N
Re	Nombre de Reynolds	-
Re_c	Reynolds critique	-
R_N	Force de portance	N
S	Surface	m ²
S_{aile}	Aire de l'aile	m ²
S_p	Surface du parachute	m ²
t	Temps	s
T	Épaisseur normalisée	-
T_0	Température initial	K
T_∞	Température à l'infini	K
u	Vitesse d'éjection des gaz	m/s
U_∞	Vitesse de l'écoulement à l'infini	m/s
V	Vitesse moyenne	m/s
V_f	Vitesse de flottement des ailerons	m/s
V_{max}	Vitesse maximal simulé avec open rocket	m/s
V_{ouv}	Vitesse de la fusée au moment de l'ouverture du parachute	m/s
X_{aile}	Longueur du nez du cône jusqu'à l'aile	m
X_{cm}	Distance entre le centre de masse d'un objet et le point zéro du repère	m
X_{CG}	Position du centre de gravité initiale de la fusée	m

X_{cmi}	Position du centre de la masse d'un objet	m
$X_{Cm(og)}$	Position du centre de masse d'ogive	m
X_{CGi}	Position du centre de masse de l'objet i	m
X_{CPA}	Position du centre de poussée aérodynamique	m
$(X_{CPA})_{ailerons}$	Position du centre de poussée aérodynamique des ailerons	m
$(X_{CPA})_{ogive}$	Position du centre de poussée aérodynamique de l'ogive	m
$(X_{CPA})_{Total}$	Position du Centre de Poussée Aérodynamique total	m
Z	Altitude	m

Indices

C_f	Corps de la fusée
C_G	Centre de gravité
C_m	Centre de masse
CPA	Centre de poussée aérodynamique
max	Maximum
MS	Marge statique
ouv	Ouverture

Lettres grecques

α	Angle d'embarquée de la fusée	Deg
----------	-------------------------------	-----

θ	Température	K
ρ	Masse volumique de l'air	kg/m ³
μ	Viscosité dynamique	kg/m.s
ν	Viscosité cinématique	m ² /s
γ	Accélération	m/s ²
γ_s	Rapport de la chaleur spécifique	-

Nombres sans dimensions

B	Rapport d'aspect
T	Epaisseur normalisée
λ	Rapport de cône d'aileron

Introduction

L'idée de voyager dans l'espace, d'atteindre une autre planète ou la lune est très ancienne ; les premiers rares récits à ce sujet étaient assez fantaisistes, car leur but n'était pas technique mais philosophique. Ainsi, lorsqu'en 125 av j-c environ, le Syrien. Lucien de Samosate écrivit en grec [Une *histoire vraie*], un récit relatant le voyage d'Ulysse jusqu'à la lune dans une panse de baleine.

Puis vient Les premières fusées qui furent des armes, loin de la vision spatiale que nous en avons aujourd'hui*. Elles furent inventées en Chine, aux alentours du XIII^e siècle. La première trace écrite de leur utilisation est la chronique de *Dong Kang mu*, en 1232 av j-c, qui raconte leur utilisation par les Mongol lors de l'attaque de la ville de Kaifeng ; il est d'ailleurs possible que le concept de fusée ait été propagé par eux lors de leur invasion de l'Eurasie. Les fusées sont alors des tubes de papier ou de carton contenant de la poudre, dont les tirs sont aléatoires et dangereux même pour leurs servants. Il existe aussi en Chine le mythe de *Wan Hu*, fonctionnaire chinois du XVI^e siècle qui aurait tenté d'atteindre la Lune à l'aide d'une chaise sur laquelle étaient montées 47 fusées. Malgré les améliorations apportées petit à petit aux fusées, par l'ajout d'une baguette de guidage, ou d'ailettes de stabilisation, ou par l'utilisation de corps en fer, techniques qui les rendaient plus sûres, plus stables et plus puissantes, l'artillerie finit par remplacer leur fonction d'arme.

Puis, en 1648, l'évêque anglais Francis Godwin écrivit le *Voyage chimérique au monde de la Lune*, et en 1649, Savinien de Cyrano de Bergerac décrivit huit techniques possibles pour voler jusqu'à la Lune, et quatre pour atteindre le Soleil. L'un de ces procédés consistait en plusieurs fusées à poudre allumées successivement, approche comparable aux fusées à étages modernes. Pour autant, ces textes restaient toujours à but philosophique, et non technique ou anticipatif.

Le sujet devint plus courant et plus technique au XIX^e siècle, malgré encore de nombreuses invraisemblances. Ainsi, le roman *De la Terre à la Lune* de Jules Verne, édité en 1865 et diffusé mondialement, raconte un voyage vers la Lune à bord d'un obus tiré par un canon géant. Si Jules Verne fit l'erreur de ne pas réaliser que les voyageurs seraient tués par l'énorme accélération due au tir, il expliqua à juste titre dans son roman que le corps du chien accompagnant les héros, largué depuis le vaisseau en déplacement dans l'espace, continuerait son mouvement sur une trajectoire parallèle au vaisseau. Ce phénomène, exact mais peu intuitif, montre l'approche scientifique du sujet faite par l'auteur.

Plus tard, en 1901, H. G. Wells publie *Les Premiers Hommes dans la Lune*, roman dans lequel le voyage dans l'espace est permis grâce à un matériau nommé « cavorite » qui annule les effets de la pesanteur.

L'histoire du vol spatial retrace au cours du temps l'exploration de l'univers et des objets célestes du Système solaire par l'envoi soit d'engins robotisés (satellites, sondes et robots), soit de vaisseaux pilotés par des équipages humains. Sa conquête a inspiré de nombreux écrivains et philosophes. L'idée d'envoyer un objet ou un homme dans l'espace est évoquée par des romanciers plusieurs centaines d'années avant que cela ne devienne matériellement possible. Au cours de la deuxième moitié du XX^e siècle, grâce au développement de moteurs-fusées adéquats, aux progrès de l'avionique et à l'amélioration des matériaux, l'envoi d'engins dans l'espace passe du rêve à la réalité.

Le vol spatial prend son essor à la fin de la Seconde Guerre mondiale grâce aux avancées allemandes dans le domaine des fusées et il donne lieu à plusieurs événements retentissants durant la seconde moitié du XX^e. L'histoire du vol spatial est marquée, à ses débuts, par une forte concurrence entre les États-Unis et l'URSS, pour des motifs de prestige national liés à la guerre froide. Cette concurrence connaît son point d'orgue lors de l'envoi des premiers hommes sur la Lune. Au cours des décennies suivantes, les agences spatiales se concentrent sur la mise en place de moyens pérennes d'exploration, comme la navette spatiale ou les stations spatiales. À la fin du XX^e siècle, seulement cinquante ans après les débuts de la conquête de l'espace, le paysage a déjà beaucoup changé : les luttes idéologiques ont fait place à la collaboration internationale, la station spatiale internationale, et le lancement de satellites s'est largement étendu au secteur privé, grâce à plusieurs entreprises pionnières . De même, bien que la conquête spatiale soit toujours largement dominée par des agences spatiales nationales ou internationales telles que l'ESA ou la NASA, plusieurs entreprises tentent aujourd'hui de développer des vols spatiaux privés. Le tourisme spatial intéresse également les entreprises à travers le partenariat avec des agences spatiales, mais également par le développement de leur propre flotte de véhicules spatiaux. Abandonnés depuis quarante ans, les projets d'envoi d'hommes, voire de colonisation sur la Lune ou Mars ont été remis à jour, sans toutefois aucune certitude quant à la volonté réelle de les mener à terme. [15] [16]

Chapitre 1

Généralités

1.1. Introduction :

Dans ce chapitre nous allons donner une idée générale sur les fusées, pour se familiariser avec le concept et la science derrière son fonctionnement.

1.2. Dénominations :

Le terme générique employé pour les véhicules spatiaux destinés au lancement de charges importantes, est LANCEUR, notamment pour les tirs d'applications civiles. Jusqu'en 1999, les tirs ont toujours été effectués à partir de bases terrestres, avec un lanceur érigé à la verticale. Mais en 1999, les soviétiques ont réalisé le premier tir depuis une plate-forme en plein océan, située sur l'équateur, ce qui est excellent pour les tirs GTO.

On parlera de missile pour des engins militaires, la plate-forme de tir pouvant être fixe et terrestre ou mobile (sous-marin ...)

Le terme fusée est souvent réservé à l'expérimentation, aux petits engins, et pour des applications civiles, notamment en météorologie avec les fusées-sondes.

A. Fonctionnement d'un moteur-fusée :

La fusée utilise la 3^e loi de Newton, aussi appelée le principe des actions réciproques.

Ce principe repose sur une égalité et une opposition entre l'action et la réaction, l'action est toujours égale à la réaction, c'est-à-dire que les actions des deux corps entre eux sont toujours égales et de directions contraires.

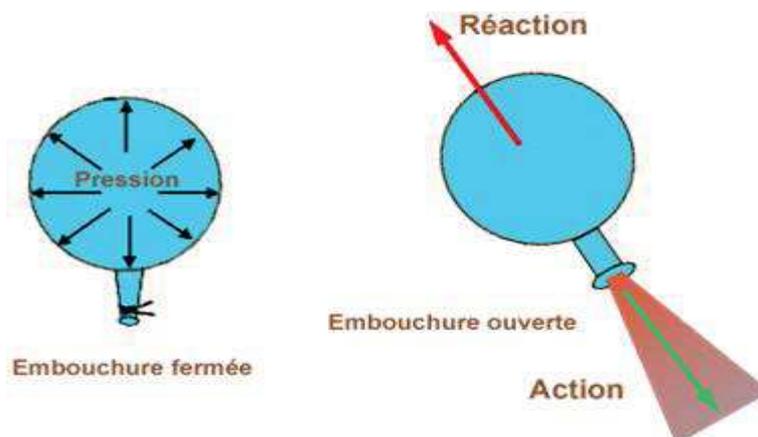


Figure 1.1 : Démonstration des actions réciproques

Dans le cas de la fusée, il y a une accélération et une éjection de la matière derrière elle à l'aide d'un ou plusieurs moteurs-fusées. La pression intérieure est supérieure (du côté opposé à l'orifice de sortie) à la pression ambiante donc le corps de la fusée se déplace dans le sens de la poussée la plus forte. Plus le débit de gaz et la vitesse d'éjection sont grands, plus la force propulsive (la poussée) est grande. Les moteurs fusée sont plus performants dans le vide. Plus la pression atmosphérique augmente, moins le moteur est performant.

Le moteur-fusée est un moteur à réaction destiné à la propulsion d'un véhicule grâce à la projection d'un fluide (gaz ou liquide) vers l'arrière par la combustion [12].

B. La combustion :

La combustion est une réaction chimique entre un carburant et un comburant qui dégage de la chaleur et forme un gaz très chaud (plusieurs milliers de degré). Le combustible brûle tandis que le comburant est brûlé. L'énergie thermique est transformée en énergie cinétique, c'est-à-dire une énergie qui possède un corps grâce à un mouvement par rapport à un référentiel donné.

L'instabilité de la combustion est l'un des problèmes les plus graves et les plus fréquents qui affectent les fusées. Si le mélange n'est pas hypergolique (la combustion entre le comburant et le carburant est spontanée lorsqu'ils sont en présence), il doit être enflammé. L'allumage du mélange déclenché par introduction d'un produit hypergolique avec un des deux ergols ou une charge pyrotechnique [12].

C. L'étagement :

Une fusée à un étage ne peut pas placer en orbite une charge utile même si les ergols sont très performants. Pour optimiser ses performances, la fusée doit être à plusieurs étages : chaque étage a un moteur-fusée et est largué lorsque son carburant est épuisé. Le moteur de l'étage suivant est alors allumé. Traditionnellement, les lanceurs spatiaux ont 3 étages (Ariane I et IV, Saturne V) ou 2 étages plus des accélérateurs au 1^{er} étage (Ariane V) [12].

1.3. Les types de moteurs-fusées [12] :

Il existe 2 types de moteurs-fusées :

- les moteurs à ergols liquides.
- Les moteurs à ergols solides.

L'ergol est le carburant utilisé pour les fusées. On appelle les ergols, le propergol (mélange d'ergols assurant la propulsion composé d'une substance ou d'un ensemble de substance

contenant un comburant et un combustible).

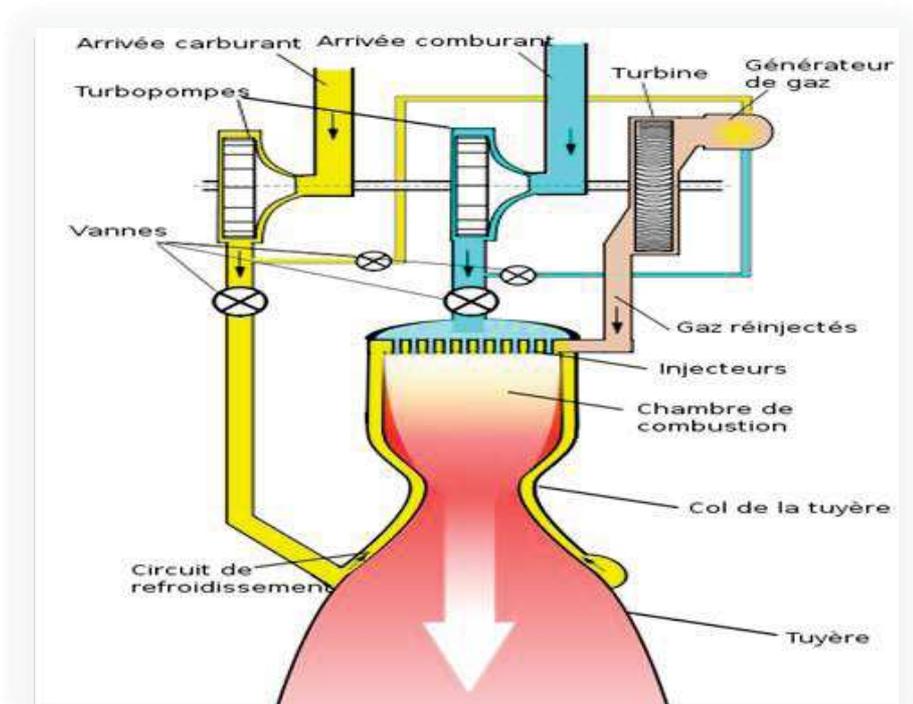


Figure 1.2. : Illustration de différents composants de Moteur - fusée à ergols liquides [12].

1.3.1. Moteur-fusée à ergols liquides

Il est composé de différentes parties :

1. Le générateur de gaz entraîne les turbopompes
2. Les turbopompes mettent sous pression le carburant et comburant provenant des réservoirs.
3. Les injecteurs diffusent les ergols (carburant-comburant) dans la chambre de combustion.
4. Le système d'allumage qui initialise la combustion et une partie de la tuyère.
5. La chambre de combustion où les ergols sont brûlés.
6. La tuyère où se réalise la « détente » des gaz qui sont accélérés.

La détente est l'inverse de la compression. C'est la diminution du volume du gaz par l'abaissement de sa température et/ou l'augmentation de la pression. Un gaz augmente son volume en se chauffant et/ou en baissant sa pression.

1.3.2. Moteur-fusée à ergols solides.

Il est composé de :

1. Une enveloppe, généralement en acier.
2. Une tuyère comme celle des moteurs à ergols liquides.
3. Un allumeur.
4. Du propergol solide, stocké sous forme de poudre (comburant et carburant et éventuellement un catalyseur qui sert à accélérer la réaction chimique).

Les caractéristiques et le mode de fonctionnement des moteurs à ergols solides sont différents des moteurs à ergols liquides. Le carburant et le comburant sont stockés sous forme solide. Le réservoir est également la chambre combustion. Les gaz résultant de la combustion sont chassés vers l'extrémité inférieure (bout du réservoir). Une tuyère canalise et accélère les gaz brûlés.

Le moteur à propergol solide est une conception simple car il n'y a pas de pièces mobiles contrairement au moteur à ergols liquide. Les ergols peuvent être conservés longtemps et mis en œuvre rapidement grâce à leur forme solide. Mais la tuyère n'est pas refroidie donc elle doit être conçue avec des matériaux résistants.

Ils sont généralement utilisés pour les missiles balistiques.

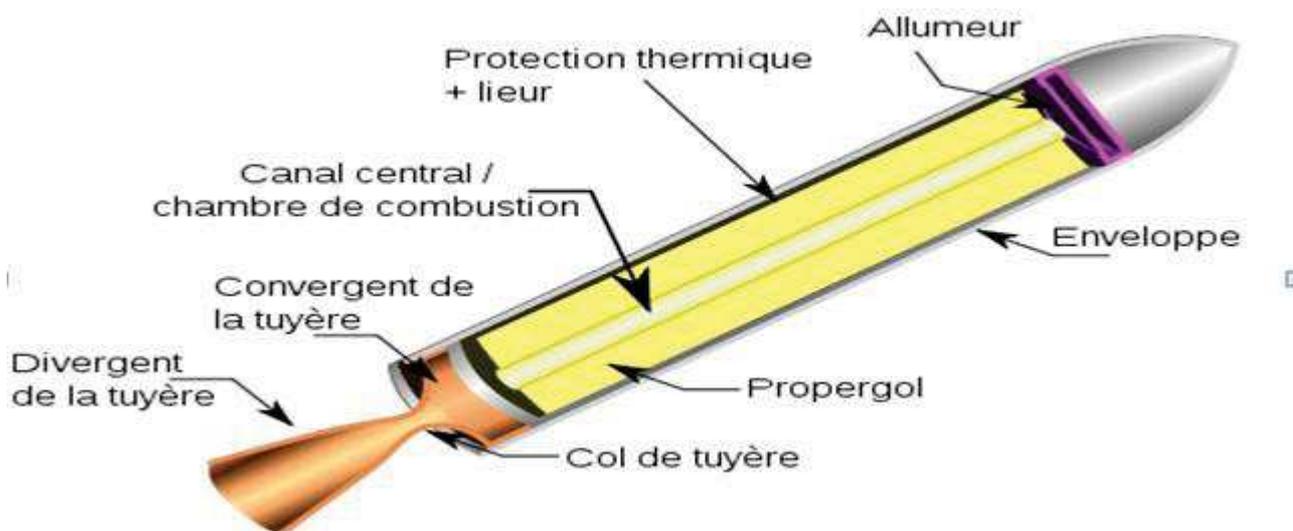


Figure 1.3. : Illustration de différents composants de Moteur-fusée à ergols solides. [12]

1.4. Impulsion spécifique [12] :

L'impulsion spécifique est le rapport de la poussée délivrée par un moteur-fusée en Newton par le débit multiplié par le poids de propergol éjecté. Elle est exprimée en seconde et représente le temps durant lequel 1kg de propergol est capable de produire une force de 9.81N.

1.4.1. La propulsion :

La propulsion est utilisée par 2 types d'engins :

- Les moteurs fusée à ergols liquides, très performants mais d'une technologie complexe et coûteuse et qui ne peuvent pas être utilisés pour les poussées les plus élevées nécessaires au décollage.
- Le moteur-fusée à propergol solide moins performant mais relativement rustique et capable de fournir des poussées très importantes. Dans les fusées récentes ils sont systématiquement utilisés sous forme de boosters associés au 1^{er} étage.

A. La propulsion cryogénique :

L'énergie nécessaire à la propulsion d'une fusée provient de la combustion du comburant et du carburant appelés ergols et formant les 2 un propergol.

Les moteurs les plus performants sont ceux utilisant l'hydrogène et l'oxygène (propergol LOX/LH2) normalement gazeux mais sous forme liquide lors de la combustion et pour rester à cet état il faut les maintenir à des températures extrêmement basses (moins de 253°C pour l'hydrogène et moins de 182°C pour l'oxygène). Les températures sont très basses donc ce sera une combustion cryogénique.

Cette propulsion se déroule en 3 étapes :

1. L'alimentation du moteur en ergols.
2. L'apport d'énergie (par combustion de ces ergols)
3. L'éjection des gaz à haute température et haute pression. C'est la propulsion de la fusée.
Les gaz sont éjectés à travers la tuyère, c'est pourquoi sa forme est optimisée pour obtenir une meilleure mise en vitesse de la fusée.

B. La propulsion à ergols liquides :

La chambre de combustion est là où se déroule la combustion des ergols. Pour réduire la taille et le poids du moteur-fusée, la pression dans la chambre doit être la plus élevée possible. L'injecteur qui envoie carburant et comburant dans la chambre peut avoir différentes formes selon le modèle du moteur (injecteur en pomme de douche (jet parallèle), jet concourant,..).

La tuyère permet l'accélération du gaz résultant de la combustion porté à une pression et une température très élevées. Elle a la forme d'un cône convergent puis divergent qui permet aux gaz de franchir la vitesse du son. Dans le convergent, la vitesse du gaz est subsonique (inférieure à la vitesse du son) et dans le divergent elle est supersonique (supérieure à la vitesse du son). En présence d'une atmosphère la poussée est optimale si la pression du gaz sortant est égale à la pression ambiante.

Une tuyère adaptée doit diminuer la pression statique tout au long de son divergent pour que celle-ci soit égale à la pression extérieure.

Les tuyères du 1^{er} étage sont plus courtes que celles des autres étages car elles fonctionnent dans le vide.

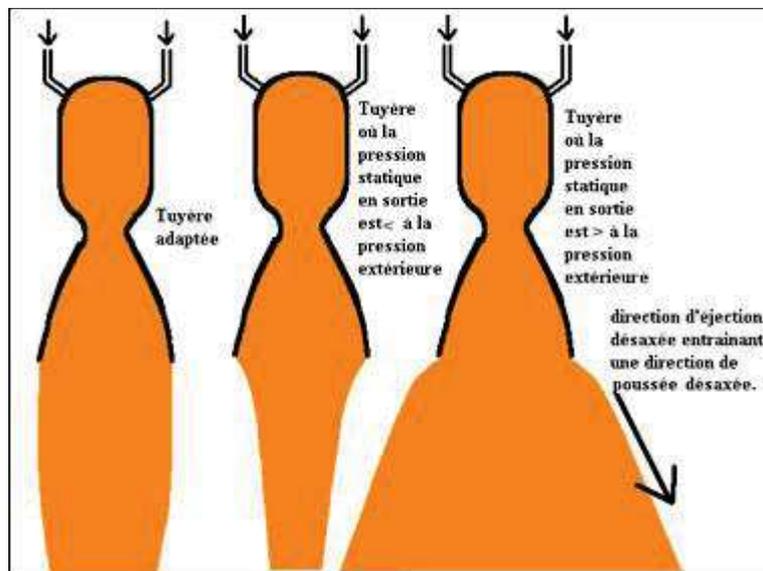


Figure 1.4. : Comportement de la tuyère dans le vide. [12]

Le circuit de refroidissement refroidit les parois de la chambre de combustion et de la tuyère portées à des températures très élevées. Couramment, on fait circuler un des deux ergols dans la paroi creuse ou constituée de tubes jointifs. Elles peuvent être refroidies aussi par l'éjection des ergols à l'extrémité de la tuyère (refroidissement par fluide perdu) mais cette méthode est moins performante.

C. Propulsion à ergols solides :

Le bloc de poudre de propergol est percé, la plupart du temps en son centre, d'un canal qui sert de chambre de combustion. L'allumeur met le feu à une extrémité de ce canal et la combustion se propage immédiatement sur tout le contour du canal. Celui-ci s'élargit progressivement au

fur et à mesure de la combustion. La poudre, qui se présente comme une masse solide, brûle avec une vitesse prévisible en produisant des gaz de combustion qui sont expulsés par la tuyère. La dimension de celle-ci est calculée de manière à maintenir la pression souhaitée dans la chambre de combustion tout en produisant la poussée attendue.

Le propergol contient à la fois le combustible et le comburant. D'autres composants sont ajoutés dans des proportions inférieures :

- le liant.
- un agent de réticulation.
- un catalyseur qui favorise la réaction chimique.
- éventuellement un régulateur de combustion.

Une fois allumé, un propulseur à poudre composite ne peut plus être arrêté, car la chambre de combustion contient tous les composants permettant d'entretenir le processus de combustion. Les propulseurs les plus sophistiqués permettent non seulement d'orienter la poussée mais peuvent également être éteints puis rallumés en modifiant la géométrie de la tuyère et en utilisant des événements. Il existe également des pulsoréacteurs qui brûlent par segments et qui peuvent être rallumés à la demande.

Les propulseurs modernes peuvent comporter une tuyère orientable pour le guidage, de l'avionique, un système de récupération (parachute), des mécanismes d'autodestruction, un générateur auxiliaire d'énergie ainsi que des moteurs contrôlant l'orientation de la fusée.

1.5 Ailerons

Les ailerons ont pour rôle de stabiliser la fusée pendant son vol. Sans eux, elle n'aurait pas de trajectoire rectiligne et l'on ne pourrait pas étudier le vol.

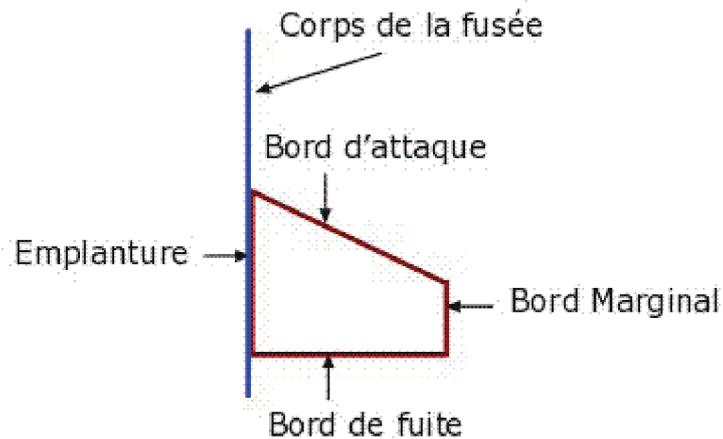


Figure 1.5 : Illustration des différentes sections de l'aileron. [12]

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 traînée d'où l'importance de leur conception. Il faut trouver le bon compromis entre ces deux forces en jouant sur leurs dimensions, les angles, leur surface, leurs formes...

Les ailerons doivent être placés au-dessous du centre de gravité de la fusée. Pour le déterminer, il suffit de suspendre à un fil la fusée et de l'équilibrer. Le centre de gravité se trouve alors à la verticale du point de contact du fil, au centre de la bouteille [13].

Il y a différents types d'ailerons :

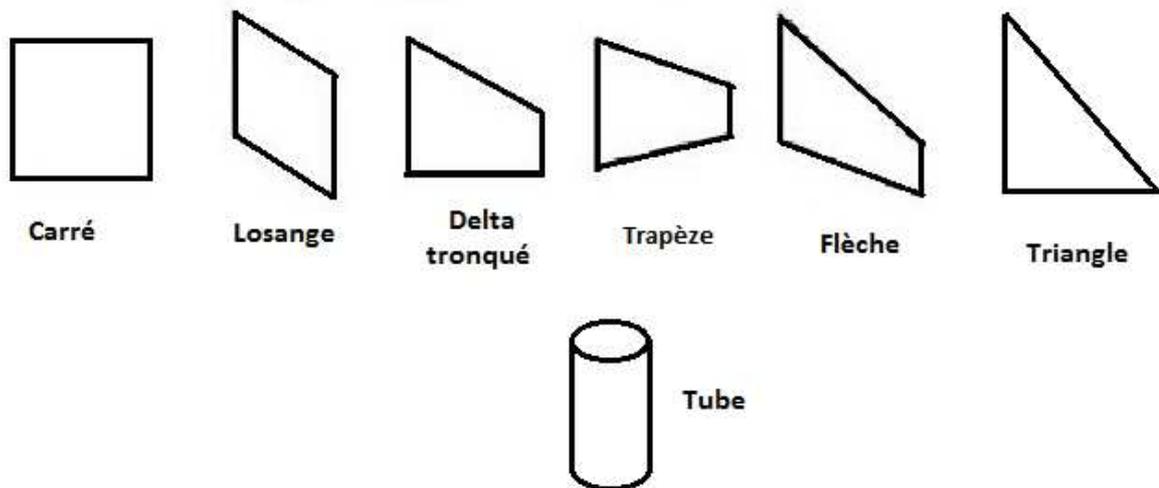


Figure 1.6. : Les différents types des ailerons[12].

Il faut alors trouver celui qui a la meilleure portance par rapport à sa trainée.

Pour savoir si une fusée est stable, on la suspend de la même manière que précédemment et on la fait tourner au dessus de sa tête. Si elle tourne normalement, c'est qu'elle est stable. Mais si son mouvement n'est pas régulier, elle n'est pas stable et il faut refaire des essais de taille et de position des ailerons sur le fuselage de la fusée [13].

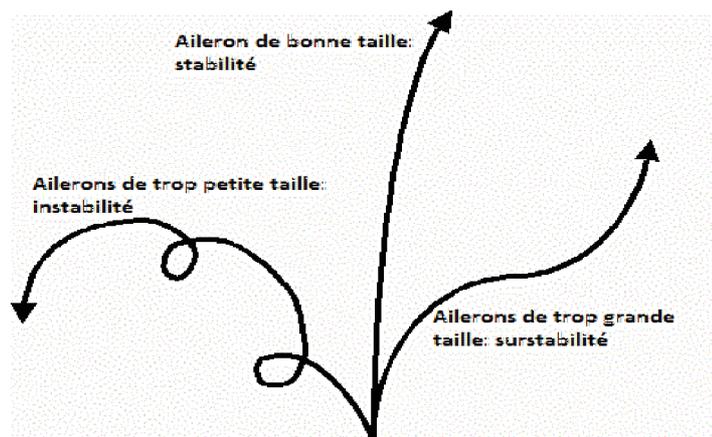


Figure 1.7. : Les essais de taille et de position des ailerons sur le fuselage de la fusée [12].

1.6 Les phases de vol :

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

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

Ces phases s'articulent autour d'évènements majeurs :

La période s'écoulant de l'instant de la mise à feu à la fin de combustion du propulseur, et qui s'appelle la **phase propulsée**. Elle comprend une partie où la fusée est guidée par la rampe de lancement et une partie où la fusée est livrée à elle-même.

Après l'extinction du propulseur commence la **phase balistique** pendant laquelle la fusée, uniquement soumise à son poids et à la résistance de l'air, exploite la vitesse acquise pendant la propulsion pour atteindre son altitude maximale.

Après la culmination, lorsque l'engin commence à retomber, la phase balistique se poursuit jusqu'à l'ouverture du **parachute**.

Bien sûr, on peut rencontrer des phases balistiques avortées lorsque le parachute s'ouvre avant la culmination, ou des vols balistiques complets sans ouverture de parachute (mais c'est moins souhaitable !) [14].

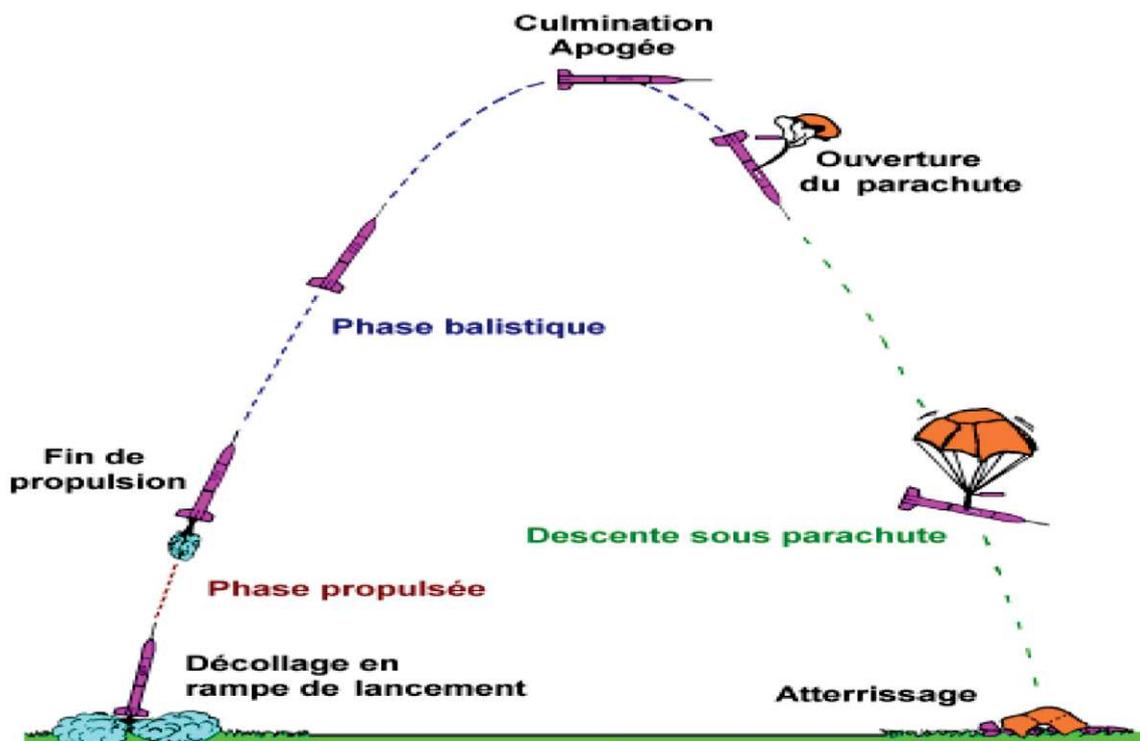


Figure 1.8. : Illustration d'un lancement [14].

1.7. Les forces en présences :

Au cours de son vol, la fusée est soumise à trois forces :

- Le **pooids** de la fusée,
- La **poussée** du moteur.
- La **résistance de l'air**.

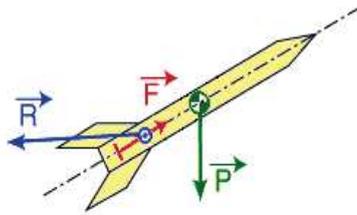


Figure 1.9. Schématisation des forces [14].

1.7.1 Le poids de la fusée

Le **pooids P** s'exerce au Centre de Gravite (CdG) de la fusée et est dirigé verticalement vers le bas. Si la fusée n'est pas verticale, on procède à la décomposition sur les axes de la fusée :

$$\vec{P} = \vec{P}_A + \vec{P}_N$$

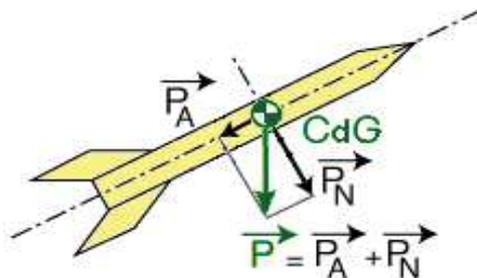


Figure 1.10. : a) Schématisation des forces [14].

1.7.2 Poussée du Moteur

La **poussée F** s'applique au niveau du moteur, suivant l'axe longitudinal, vers l'ogive. En supposant que le propulseur est correctement positionne, la poussée s'applique au milieu de la plaque de poussée. [14]

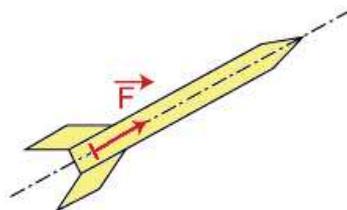


Figure 1.10. b) Schématisation des forces [14].

1.7.3 Résistance de l'air

La **résistance de l'air** R s'oppose à l'avancement de la fusée dans l'air. Elle dépend donc du **vent relatif**, somme du vent créé par la vitesse de la fusée (**vent vitesse**) et du **vent météo**.

Le vent relatif, ou "vent apparent", est le vent ressenti par la fusée.

Elle s'applique en un point appelé Centre de Poussée Aérodynamique (**CPA**) généralement situé près des ailerons. Cette force dépend de la géométrie de la fusée (taille et position des ailerons, ...). En général, la résistance de l'air comprend deux composantes : $\vec{R} = \vec{R}_A + \vec{R}_N$ avec R_A : composante axiale nommée **Trainée**, R_N : composante normale nommée **Portance** [14].

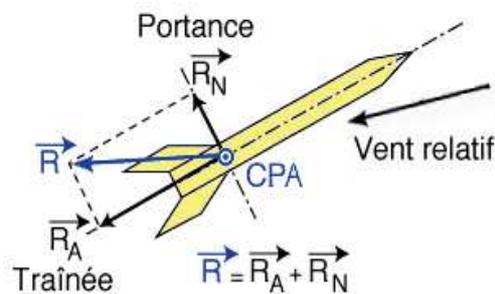


Figure 1.10. c) Schématisation des forces [14].

❖ Bilan

La fusée est soumise, au cours de son vol, à trois forces :

- ✓ son **poids** P , force verticale appliquée au Centre de Gravité (CdG).
- ✓ La **poussée** F du moteur, force axiale appliquée sur la plaque de poussée,
- ✓ La **résistance de l'air** R , force appliquée au Centre de Poussée Aérodynamique (CPA).

1.7.4 Dynamique du vol

L'évolution de ces trois forces va régir le comportement de la fusée :

- ✓ le mouvement de la fusée autour de son Centre de Masse va définir sa **stabilité**.
- ✓ le mouvement du Centre de Masse de la fusée dans l'espace va définir sa **trajectoire**,

1.8. Evolution des paramètres au cours du vol :

Nous venons de définir les différentes forces s'appliquant sur une fusée. Voici une première approche de l'évolution de leur valeur au cours d'un vol vertical, et de la trajectoire obtenue.

L'allure des courbes traduit l'influence des différentes forces :

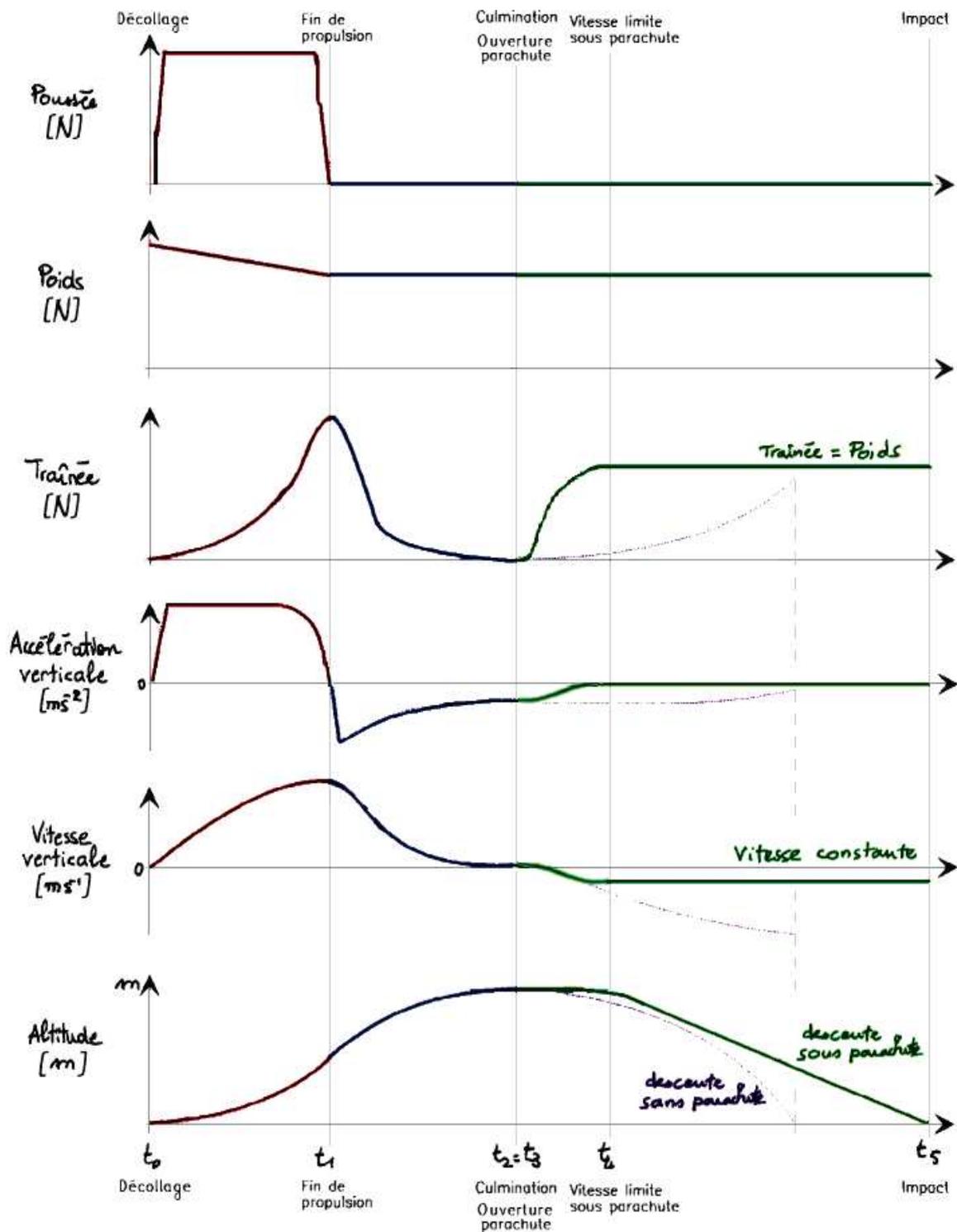


Figure 1.11. : Représentation de différentes variables du vol [14].

Nous venons de définir les différentes forces s'appliquant sur une fusée. Voici une première approche de l'évolution de leur valeur au cours d'un vol vertical, et de la trajectoire obtenue. L'allure des courbes traduit l'influence des différentes forces :

Durant la **phase propulsée**, l'accélération reste pratiquement constante jusqu'à ce que la vitesse rende la résistance de l'air plus influente, l'accélération décroît alors. La vitesse augmente alors plus lentement jusqu'à atteindre une vitesse maximale à la fin de propulsion.

La traînée suit une courbe directement liée au quart de la vitesse. La phase propulsée est également marquée par une diminution du poids due à la combustion du moteur (éjection de masse).

La **phase balistique** commence par une forte décélération au moment de la fin de combustion. La fusée n'est plus alors soumise qu'à son poids et à la résistance de l'air qui freine sa progression. La vitesse décroît et la courbe d'altitude commence à s'infléchir. La culmination intervient lorsque la vitesse verticale devient nulle. L'altitude est alors maximale.

À l'ouverture du **parachute**, la première partie de la descente se traduit par une augmentation de la vitesse sous l'effet de l'attraction terrestre. Cette vitesse crée une traînée qui va progressivement équilibrer le poids. La Fusée est alors soumise à deux forces égales et opposées. L'accélération est nulle et la vitesse constante est la vitesse limite, ou vitesse de chute stabilisée. L'altitude décroît alors linéairement en fonction du temps.

Si le parachute ne s'ouvre pas, la fusée descend sous l'effet de son poids et la traînée n'est pas suffisante pour atteindre une vitesse limite. La vitesse augmente, tout comme le stress des spectateurs.

1.9. Trajectoire

Une trajectoire est une courbe qui décrit le mouvement d'un objet dans l'espace repéré par son centre de gravité.

1.9.1 Equation de la trajectoire

Le but de ce calcul est de déterminer à tous moments 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-6), il est possible de calculer l'accélération à un instant donné : [14]

$$\gamma(t) = \frac{\sum F_{ext}}{M} \quad (1.1)$$

Ce qui nous donne la vitesse instantanée :

$$v(t) = \int_0^t \gamma(t). dt \quad (1.2)$$

Ainsi que la distance parcourue :

$$z(t) = \int_0^t v(t). dt \quad (1.3)$$

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 constant, 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: $\gamma = \text{Constante}$

$$V(t) = \gamma \cdot t + v_0 \quad (1.4)$$

$$Z(t) = \frac{1}{2} \gamma \cdot t^2 + v_0 \cdot t + Z_0 \quad (1.5)$$

1.10. Conclusion :

Dans ce chapitre, on a pu se familiariser avec le concept, du fonctionnement de la fusée. En conséquence, on peut approfondir notre travail dans le chapitre qui suit.

Chapitre 2

Dimensionnement et calculs théoriques

2.1. Introduction

Dans ce chapitre nous allons exposer le cahier de charge de la fusée à étudier ainsi que l'essentiel de l'étude théorique menée pour le dimensionnement.

2.2. Cahier de charge

Conception d'une fusée à ailerons fixe avec système de récupération. L'altitude ciblée est 3000 mètres au-dessus du niveau de la mer.

2.2.1. Charge utile

La fusée doit transporter une charge utile de forme de boîte rectangulaire pesant 3 kg avec les dimensions suivantes:

- Longueur : 10 cm
- Largeur : 10 cm
- Hauteur : 10 cm

La charge utile doit satisfaire les exigences suivantes:

- Être logée dans le nez de la fusée.
- La charge utile sera déployée et possède son propre système de déploiement
- Récupérable intacte et non endommagée.
- En aucun cas, la charge utile ne soit exposée à la fumée, au gaz, ou être dans un compartiment pressurisé du système de récupération.
- Le déploiement de la charge utile doit être effectué au moins à 2 secondes avant le premier déploiement et la sortie du parachute de drogue.

2.3. Dimensionnement de la fusée

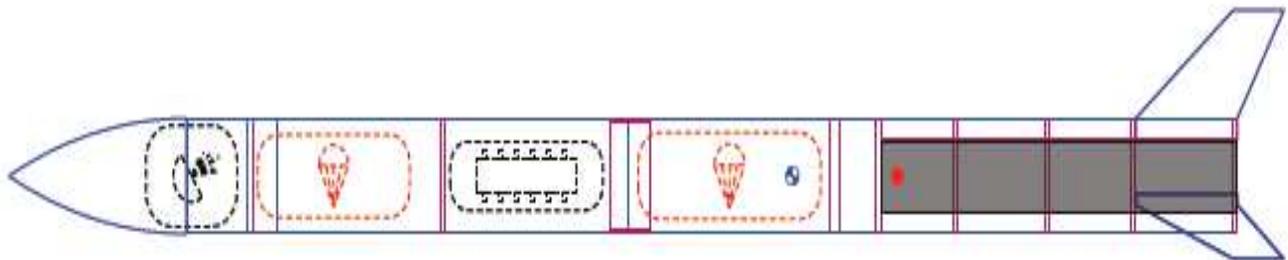


Figure 2.1. : Modèle d'une Fusée faite par Open Rocket

1. Cône: de forme ogive

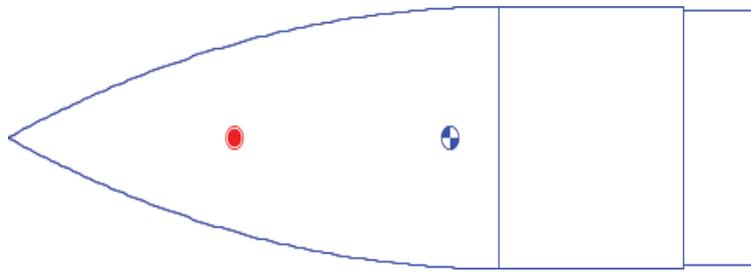


Figure 2.2 : Ogive avec une transition et un épaulement

Longueur du cône de la fusée	35 cm
Diamètre de la base	16 cm
Epaisseur de la paroi	0.2 cm

Tableau 2.1. Dimension de cône

Longueur	12 cm
Diamètre avant	16 cm
Diamètre arrière	16 cm
Epaisseur	0.2 cm

Tableau 2.2. Dimension de transition

Diamètre	15.6 cm
Longueur	06 cm
Epaisseur de la paroi	0.2 cm

Tableau 2.3. Dimension de l'Épaulement arrière

2. Deux tubes du corps:

- **Tube du corps du milieu:**

Longueur	75 cm
Diamètre externe	16 cm
Diamètre interne	15.6 cm
Epaisseur	0.2 cm

Tableau 2.4. Dimension de Tube du corps du milieu

- **Tube du corps arrière:**

Longueur	120 cm
Diamètre externe	16 cm
Diamètre interne	15.6 cm
Epaisseur	0.2 cm

Tableau 2.5. Dimension de Tube du corps arrière



Figure 2.3 : Tube de corps de la fusée

- **Ailerons trapézoïdaux:**

Nombre	03
Longueur de la base de l'aileron	20 cm
Longueur du bout de l'aileron	10 cm

Hauteur	15 cm
Longueur du bord d'attaque	19.2 cm
Angle du bord d'attaque	52 °
Epaisseur	1 cm
Coupe de l'aileron	Carré

Tableau 2.6 : Démentions des Ailerons.

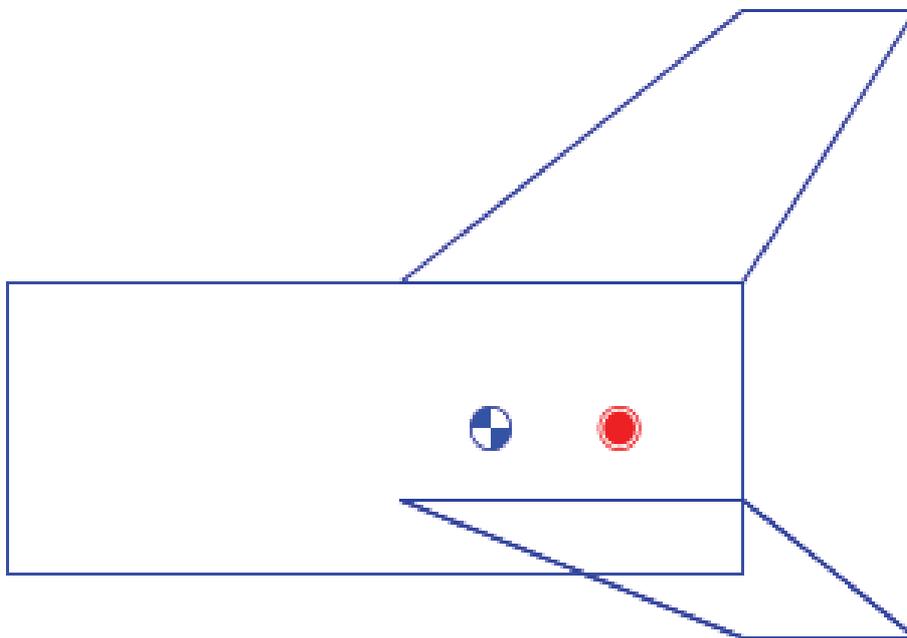


Figure 2.4. : Aileron de forme trapézoïdale

2.4. Calcul théorique

2.4.1. Calcul de la position de centre de poussée

Il n'existe pas de méthode simple pour déterminer, même de façon approximative, la position du Centre de Poussée Aérodynamique (CPA).

Certaines méthodes ont pourtant été utilisées par le passé sans grandes justifications physiques, elles sont donc à proscrire car ne donnent pas de résultats suffisamment précis pour garantir une bonne prévision de la stabilité. Ces méthodes considèrent que le corps de la fusée a une portance équivalente à un aileron de même surface, or le tube cylindrique ne présente pratiquement pas de portance compare aux ailerons.

2.4.2. Méthode de Barrowman

2.4.3. Principe de décomposition et barycentre

La méthode de Barrowman permet de calculer la valeur du Gradient de Portance par rapport à l'incidence $\alpha(C_{N\alpha})$ et la position du Centre de Poussée Aérodynamique (X_{CPA}) de l'ensemble de la fusée à partir du $C_{N\alpha}$ et du X_{CPA} des différents éléments constitutifs de la fusée (ogive, ailerons, parties tronconiques). Les parties cylindriques du corps de la fusée étant considérées comme n'exerçant pas de portance, elles sont absentes des équations qui suivent:

- Le Gradient de Portance total ($C_{N\alpha}$) Total est égal à la somme des gradients de Portance.
- La position du Centre de Poussée Aérodynamique est obtenue en calculant la moyenne des C_{PA} pondérées par leur gradient de Portance (barycentre) [5].

Dans le cas d'une fusée simple, sans changement de diamètre :

$$(X_{CPA})_{Total} = \frac{(X_{CPA})_{ogive} \cdot (C_{N\alpha})_{ogive} + (X_{CPA})_{ailerons} \cdot (C_{N\alpha})_{ailerons}}{(C_{N\alpha})_{ogive} + (C_{N\alpha})_{ailerons}} \quad (2-1)$$

$$(C_{N\alpha})_{total} = (C_{N\alpha})_{ogive} + (C_{N\alpha})_{ailerons} \quad (2-2)$$

La détermination des $C_{N\alpha}$ et X_{CPA} de chaque élément se fait à partir des formules suivantes. On prend généralement comme diamètre de référence le diamètre à la base de l'ogive ($d_{ref} = d_{ogive}$).

A. Calcul du centre de poussée de l'ogive :

$$(X_{CPA})_{ogive} = \frac{7}{15} L_{ogive} \quad (2-3)$$

$$(C_{N\alpha})_{ogive} = 2 \left(\frac{d_{ogive}}{d_{ref}} \right)^2 \quad (2-4)$$

Avec :

$$L_{ogive} = 35 \text{ cm } (L_{ogive}: \text{longueur de l'ogive})$$

AN:

$$(C_{N\alpha})_{ogive} = 2$$

$$(X_{CPA})_{ogive} = 16.33$$

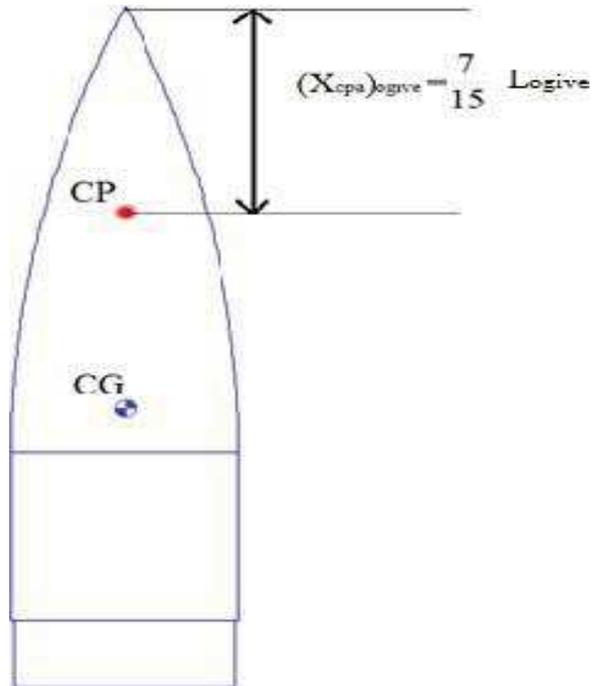


Figure 2.5. : Position du centre de poussée d'une ogive

B. Calcul du centre de poussée des ailerons :

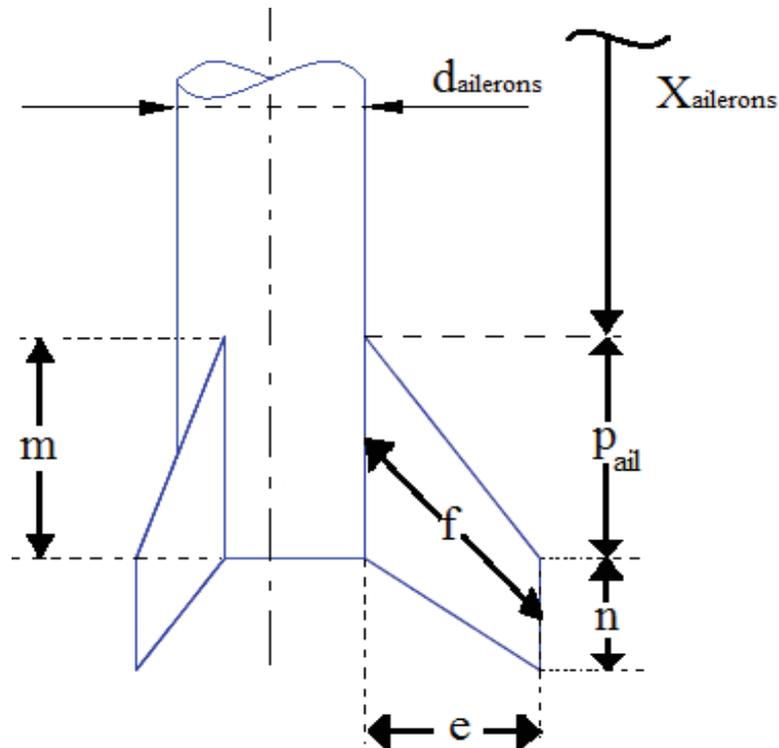


Figure 2.6. : Dimensions de l'aileron

$$(X_{CPA})_{ailerons} = X_{ailerons} + \frac{P_{ail}(m+2.n)}{3(m+n)} + \frac{1}{6} \left(m + n - \frac{m.n}{m+n} \right) \quad (2-5)$$

$X_{aileron}$: longueur du nez du cône jusqu'à l'aileron

$X_{ailerons} = 222$ cm

$P_{ail} = 19.2$ cm; $m = 20$ cm; $n = 10$ cm

$$(C_{N\alpha})_{ailerons} = \left(1 + \frac{d_{ail}}{2.e+d_{ail}} \right) \left(\frac{4Q \left(\frac{e}{d_{ref}} \right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2f}{m+n} \right)^2}} \right) \quad (2-6)$$

Avec :

$d_{aile} = d_{ailerons} =$ diamètre du tube

$d_{ref} = 16$ cm $d = 16$ cm

$$f = \sqrt{e^2 + \left(P_{ail} + \frac{n-m}{2}\right)^2} \quad (2-7)$$

$$f = 20.65 \text{ cm}$$

AN :

$$(XCPA) \text{ ailerons} = 234,42 \text{ cm}$$

$$(CN\alpha) \text{ ailerons} = 5,91 \text{ cm}$$

C. Le centre de poussée totale :

$$(CN\alpha) \text{ Total} = 7,91 \text{ cm}$$

$$(XCPA) \text{ Total} = 179,27 \text{ cm}$$

La valeur du centre de poussée obtenue par open rocket pour un angle $\alpha = 0^\circ$ et pour un nombre de mach $Ma = 0$ est de 175 cm.

2.4.3. Calcul du centre de gravité

Pour calculer le centre de gravité de la fusée, selon la méthode de barycentre, il faut connaître toutes les masses des objets ainsi que leur centre de masse.

$$X_{CG} = \sum \frac{X_{Cmi} \cdot M_i}{M_i} \quad (2-8)$$

Détermination de centre de masse de chaque élément

- a. Centre de masse d'un tube homogène et symétrique :** est similaire à un centre de masse d'un rectangle.

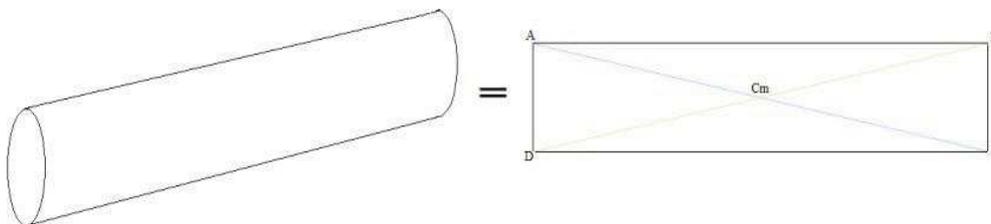


Figure 2.7. : Centre de masse d'un tube homogène et symétrique

b. Centre de masse d'un triangle : c'est l'intersection des médians

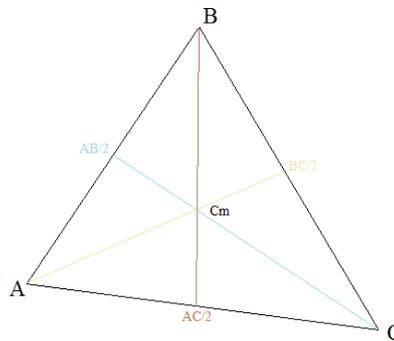


Figure 2.8 : Centre de masse d'un triangle

c. Centre de masse d'un trapèze:

Pour avoir le centre de masse d'un trapèze il faut le diviser en deux triangles, ensuite, déterminer pour chaque triangle son centre de masse, après les relier, puis tracer une ligne du milieu de la base de l'aileron vers le milieu du bout de l'aileron.

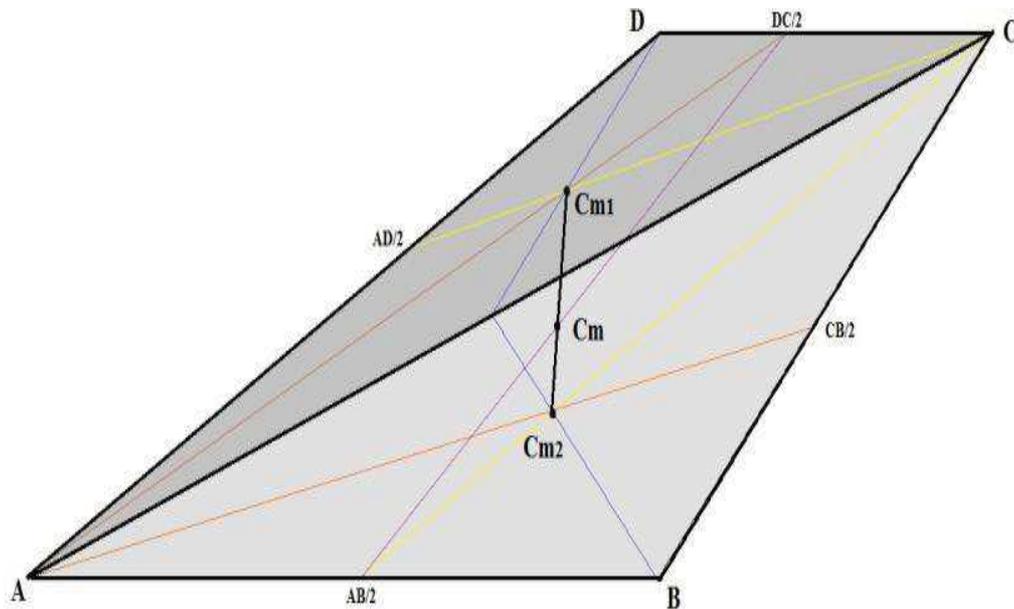


Figure. 2.9. : Centre de masse d'un trapèze

Centre de masse de trois trapèzes en 3D: Chaque aileron a son centre de masse, formerons ensuite un triangle, le centre de masse de ce dernier est le centre de masse des trois ailerons ou trapèzes.

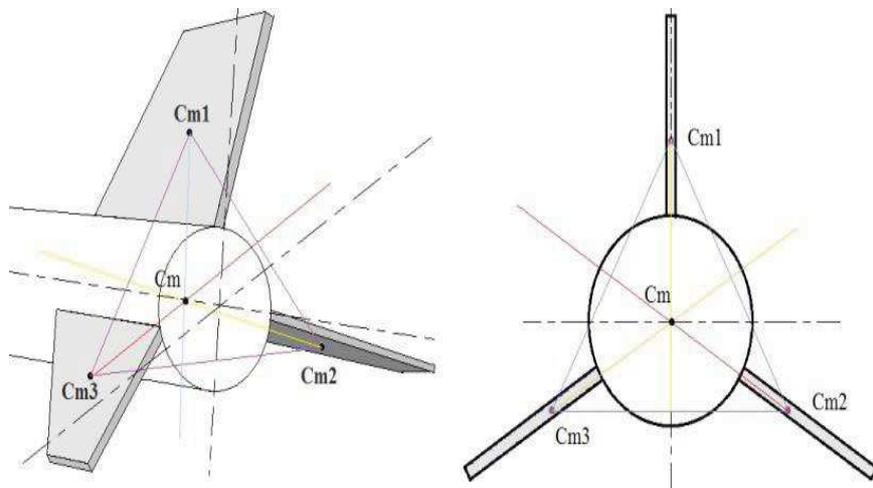


Figure 2.10 : Centre de masse de trois trapèzes en 3D

X_{Cm} : C'est la distance entre le centre de masse d'un objet et le point zéro du repère (Figure 2.12).
Le point zéro considéré dans Open Rocket est le nœud de l'ogive.

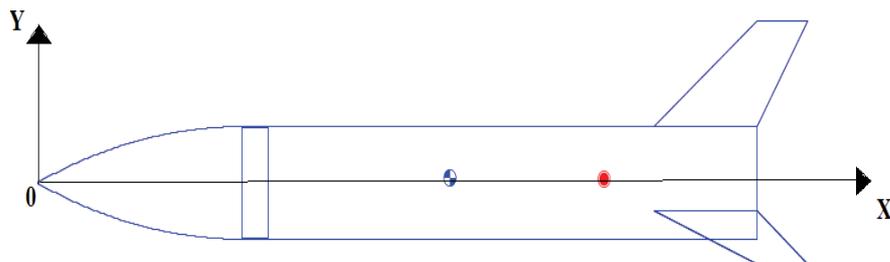


Figure 2.11 : La distance entre le centre de masse et le point zéro du repère

AN :

$X_{Cm(og)}$ d'une ogive est donnée par la formule :

$$X_{Cm(og)} = (2/3) * L_{ogive} \quad ; \quad L_{ogive}=35\text{cm}; \quad X_{Cm(og)} = 23.33\text{cm}; \quad M_{ogive}= 439\text{g}$$

Objet	XCm (cm)	Masse (g)
Transition	41	328
Tube 1	84.5	1035
Tube 2	182	1656
Ailerons	242	535
Micro satellite	36	3000
tube interne + moteur	207.8	613+8298 (Masse initial)
Altimètre	102	500
Parachute principal	142	717
Petit parachute	64	217
Cloison 1	49.5	120
Cloison 2	81.5	120
Cloison 3	164	120
Cloison 4	172.3	120
Coupleur	127	108
Anneau de centrage 1	226.5	68.9
Anneau de centrage 2	209.5	68.9
Anneau de centrage 3	191.5	68.9
Anneau de centrage 4	254.5	68.9

Tableau. 2.7 : Position du centre de masse de chaque élément et sa mass

Chapitre 2

Dimensionnement et calculs théoriques

$X_{CG} = 154.52$ cm (initial)

Cette valeur est compatible à celle obtenue sur open rocket $X_{CG} = 152$ cm pour un $M = 0$.

2.4.4. Calcul de la stabilité

La stabilité statique

Marge statique :

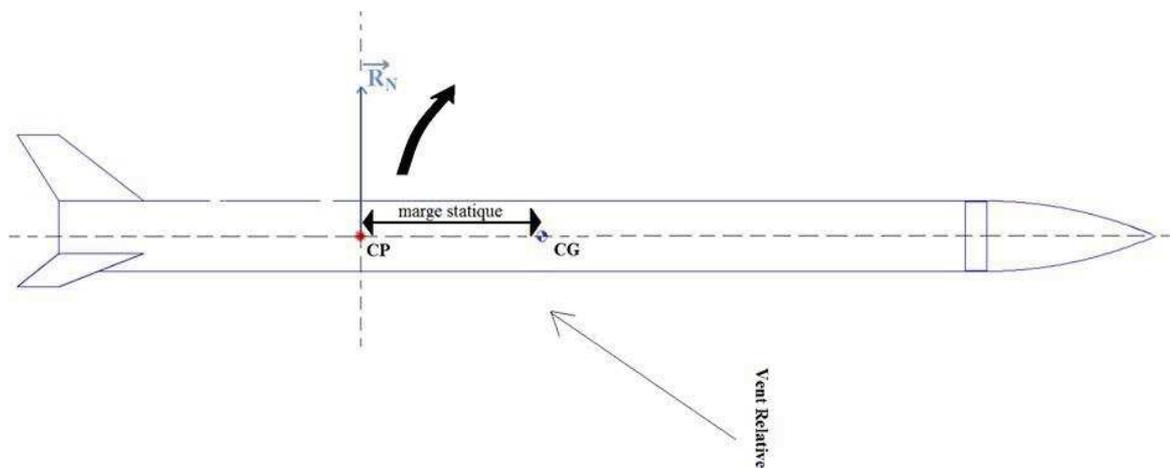


Figure 2.12 marge statique de la fusée

$$MS = \frac{X_{CP} - X_{CG}}{D} \quad (2-9)$$

$$MS = \frac{179.27 - 154.54}{16} = 1.54$$

2.4.5. Calcul des forces aérodynamique

2.4.5.1. Le poids de la fusée

$$\vec{P} = M\vec{g} \quad (2-10)$$

$$p = - 18.169 \times 9.81$$

$$P = - 178.23 \text{ N}$$

2.4.5.2. La poussée du moteur

$$\vec{F} = \vec{\mu} \frac{dM}{dt} \quad (2-11)$$

a. Choix du moteur

Le moteur est utile juste dans la phase propulsive (qui dure quelques secondes). Il faut connaître quel moteur choisir pour notre fusée. Donc pour ça il faut avoir une idée sur le poids totale de la fusée et l'altitude ciblée.

Il y'a une règle simple : il faut que la poussée moyenne de la fusée soit au moins 5 fois le poids total de la fusée au décollage.

Dans notre cas:

La masse de la fusée $M = 18,169 \text{ kg}$

La force de la pesanteur $g = 9,81 \text{ (m/s}^2\text{)}$

AN :

La poussée moyenne = $18,169 \times 9,81 \times 5 = 891,19 \text{ N}$

La poussée moyenne = $891,19 \text{ N}$

Le moteur choisi est: Cesaroni-Technology M1790-SK-0, de diamètre 98 mm avec une longueur de 702mm. Le moteur a une poussée moyenne de 1783 N qui est supérieur à celle calculée.

b. Désignation du moteur choisi :

Cesaroni-Technology M1790-SK-0

- Le premier chiffre donne l'impulsion totale (N.s)
- La lettre donne la catégorie du moteur.
- Le deuxième chiffre donne la poussée moyenne du moteur (N).

Cacher les courbes de poussées similaires

Fabricant	Désignation	Impulsion ...	Type	Diamètre	Longueur
Cesaroni Technology I...	9977-M224...	9978	Reloadable	7,5 cm	102 cm
Cesaroni Technology I...	L1290-SK	4693	Reloadable	7,6 cm	78,5 cm
Cesaroni Technology I...	K1620-Vmax	2433	Reloadable	9,8 cm	24 cm
Cesaroni Technology I...	L3150-Vmax	4806	Reloadable	9,8 cm	39,4 cm
Cesaroni Technology I...	L610	4840	Reloadable	9,8 cm	39,4 cm
Cesaroni Technology I...	L610	4842	Reloadable	9,8 cm	42,7 cm
Cesaroni Technology I...	M1560-WT	5322	Reloadable	9,8 cm	39,4 cm
Cesaroni Technology I...	M4770-Vmax	7357	Reloadable	9,8 cm	54,8 cm
Cesaroni Technology I...	M520	7395	Reloadable	9,8 cm	54,8 cm
Cesaroni Technology I...	M2505	7396	Reloadable	9,8 cm	54,8 cm
Cesaroni Technology I...	M1060	7441	Reloadable	9,8 cm	54,8 cm
Cesaroni Technology I...	M1520-BS	7579	Reloadable	9,8 cm	54,8 cm
Cesaroni Technology I...	7649-M129...	7683	Reloadable	9,8 cm	54,8 cm
Cesaroni Technology I...	M1790-SK	8091	Reloadable	9,8 cm	70,2 cm
Cesaroni Technology I...	8634-M640...	8634	Reloadable	9,8 cm	70,2 cm
Cesaroni Technology I...	M1890-RL	9852	Reloadable	9,8 cm	70,2 cm
Cesaroni Technology I...	M1800-BS	9873	Reloadable	9,8 cm	70,2 cm
Cesaroni Technology I...	M1450	9956	Reloadable	9,8 cm	70,2 cm
Cesaroni Technology I...	M3400-WT	9990	Reloadable	9,8 cm	70,2 cm
Cesaroni Technology I...	M795	10133	Reloadable	9,8 cm	70,2 cm
Cesaroni Technology I...	N10000-VM	10319	Reloadable	9,8 cm	101 cm
Cesaroni Technology I...	10367-N18...	10337	Reloadable	9,8 cm	70,2 cm
Cesaroni Technology I...	N2600-SK	11074	Reloadable	9,8 cm	101 cm
Cesaroni Technology I...	N2200	12088	Reloadable	9,8 cm	101 cm
Cesaroni Technology I...	N2500	13466	Reloadable	9,8 cm	101 cm

Figure 2.13: Différents moteurs fusée de type Cesaroni

c. Les caractéristiques de moteur fusé sont:

- 1) l'impulsion totale (N.s)
- 2) la poussée moyenne (N)

La figure 2.14 représente un diagramme qui donne la poussée en fonction du temps. On voit que la poussée maximale est de 2022 N et la durée de la poussée est de 4.54 secondes.

L'intégrale de cette courbe donne l'impulsion totale.

La poussée moyenne = Impulsion Total /Durée totale de la poussée

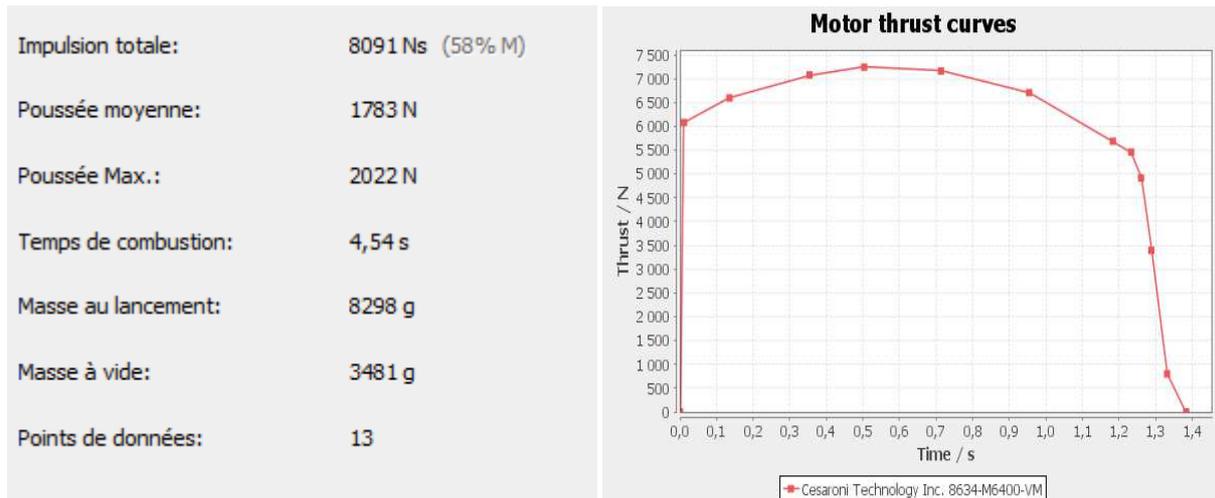


Figure 2.14: Caractéristiques du moteur choisi

2.4.5.3. Résistance de l'air

a. Trainée

Air circuler autour d'un corps solide provoque une traînée, ce qui résiste au mouvement de l'objet par rapport à l'air.

1) Trainée du corps [8]

La traînée du corps de la fusée est estimée en utilisant l'équation :

$$C_{A(cf)} = \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{L_{tf}}{d_b}\right)^2} + 0.0025 \frac{L_b}{d_b} \right] \cdot \left[2.7 \frac{1}{d_b} + 4 \frac{L_b}{d_b} + 2 \left(1 - \frac{d_d}{d_b} \right) \frac{L_c}{d_b} \right] \cdot C_{f(c)} \tag{2-12}$$

Sachant que :

Longueurs totale de la fusée : $L_{tf} = 251\text{cm}$

Longueur de la base du corps (dans notre cas il n'y a pas de base): $L_c = 0$

Le diamètre maximal du corps: $D_b = 16\text{cm}$

Longueur du corps de la fusée : $L_{b1} = 75\text{ cm}, L_{b2} = 120\text{ cm}, L_{b3} = 12\text{ cm}$

Longueur de l'ogive : $L_{ogive} = 35\text{ cm}$

Diamètre de la base de la fusée: $D_d = 16$ cm

Frottement visqueux :

Le frottement visqueux de la fusée dépend du nombre de Reynolds :

$$C_{f(c)} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad \text{Lorsque, } Re \leq Re_c \quad (2-13)$$

$$C_{f(c)} = \frac{0.074}{Re^{1/5}} - \frac{B}{Re} \quad \text{Lorsque, } Re \geq Re_c \quad (2-14)$$

Où B est donné par l'équation :

$$B = Re_c \left(\frac{0.074}{Re_c^{1/5}} - \frac{1.328}{\sqrt{Re_c}} \right) \quad (2-15)$$

Nombre de Reynolds :

$$Re = \frac{\rho V L_{tf}}{\mu} \quad (2-16)$$

Re_c : Nombre de Reynolds critique.

ρ : La masse volumique de l'air

Données: $V = 103,845$ m/s pour $Ma = 0,3$

$$\rho = 1.225 \text{ Kg/m}^3$$

$$L_{tf} = 251 \text{ cm}$$

$$\mu = 1.7894 \cdot 10^{-5} \text{ Kg/m.s}$$

$$\text{AN: } Re = 17843825.51 > Re_c = 5 \cdot 10^5$$

$$B = 1154.72056$$

$$C_f(c) = 0.00259456$$

$$CA(T_m) = 0.06162846$$

$$CA(T_a) = 0.0982757107$$

$$CA(T) = 0.010322309$$

$$CAT(cf) = 0.2049599$$

2) Trainée de l'ogive:

La valeur de la trainée de l'ogive obtenue par Open Rocket est :

$$C_A \text{ (ogive)} = 0.03$$

3) Trainee des ailerons [4] :

$$C_A \text{ (aile)} = (C_A)_{BA} + (C_A)_{Bar} \tag{2-18}$$

$$(C_A)_{BA} = (1 - Ma^2)^{-0.417} - 1 \quad \text{pour } Ma < 0.9 \tag{2-19}$$

$$(C_A)_{Bar} = 0.12 + 0.13 Ma^2 \quad \text{Pour } Ma < 1 \tag{2-20}$$

Pour $Ma = 0.3$:

$$(C_A)_{BA} = 0,04$$

$$(C_A)_{Bar} = 0,1317$$

$$(C_A)_{ail} = 0,1717$$

Le coefficient de trainée totale égale a :

$$C_{A \text{ totale}} = C_{AT \text{ (cf)}} + C_{A \text{ (ogive)}} + C_{A \text{ (aile)}} \tag{2-21}$$

$$C_{A \text{ totale}} = 0.40$$

Calcul de la force de trainée R_A :

$$R_A = \frac{1}{2} \rho S C_A V^2 \tag{2-22}$$

Surface de référence :

$$S = \frac{\pi d_{ogive}^2}{4} \quad (2-23)$$

$$D_{ogive} = 0.16 \text{ m}$$

$$S = 0.02 \text{ m}^2$$

$$R_A = 52.84 \text{ N}$$

b. Portance :

$$C_N = C_{N\alpha} \quad (2-24)$$

Comme notre lancement est verticale suivant une seul direction donc $\alpha = 0$.

$$C_N = 0$$

$$R_N = 0 \text{ N}$$

2.5. Descente sous parachute

2.5.1. Calcul du diamètre du parachute

a. Petit parachute

Utilisant cette relation pour calculer le diamètre du parachute :

$$D_{parachut} = \frac{6.1\sqrt{M}}{v} \quad (2-24)$$

On a: $v = 74 \text{ km/h} = 20,5 \text{ m/s}$

Masse total de la fusée sans propergol: $M = 13.4 \text{ kg}$

Donc:

$$D_{pt} = 1.1 \text{ m}$$

Nombre de suspentes = 8

Longueur des suspentes (Ls) = diamètre du parachute x 1.5

$$Ls = 1.60 \text{ m}$$

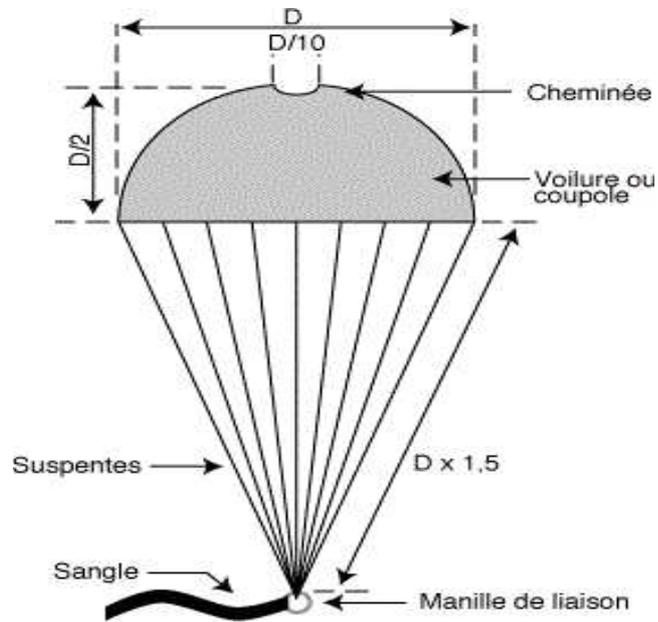


Figure 2.15: Parachute hémisphérique percé

b. Parachute principale

v : vitesse souhaitable de décente sous parachute (m/s) (entre 5 et 10 m/s)

AN: $M = 13.4 \text{ kg}$

$$v = 7,5 \text{ m/s}$$

$$D_{pp} = 3 \text{ m}$$

Nombre de suspentes : 8

Longueur des suspentes : 4,5 m

2.5.2. Calcul du choc lors de l'ouverture du parachute

Pour dimensionner les suspentes, il est intéressant d'estimer la force de traction subite lors de l'ouverture du parachute :

$$F_T = \frac{1}{2} \rho \cdot S_p \cdot C_x \cdot V_{ouv}^2 \tag{2-26}$$

Avec :

V_{ouv} : la vitesse de la fusée au moment de l'ouverture du parachute.

$C_x = 0.55$ (parachute troué)

La masse volumique de l'air à une altitude $h = 457.2$ m est :

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot (20000 - h) / (20000 + h) \tag{2-27}$$

$$\rho(457.2) = 1.1702 \text{ kg/m}^3 \quad \text{avec : } \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$S_p = \pi D_p^2 / 4 \tag{2-28}$$

AN: $D_p = 3$ m

$$S_p = 7.07 \text{ m}^2$$

$$V_{ouv} = 20.5 \text{ m/s}$$

$$F_T = 956.13 \text{ N}$$

2.6. Calcul de la vitesse de flottement des ailerons

2.6.1. Dimensionnement des ailerons:

Les dimensions de l'aileron sont affichées dans le Tableau. II-2.

$$S_{aile} = 1/2(m+n)e \tag{2-29}$$

$$B = e^2/s \tag{2-30}$$

$$\lambda = n/m \tag{2-31}$$

$$T = K/m \tag{2-32}$$

Longueur de base de l'aileron (m)	0,2 m
Longueur du bout de l'aileron (n)	0,1 m
Hauteur d'aileron (e)	0,15 m
Epaisseur d'aileron (K)	0,01 m
Module de cisaillement du contre-plaqué (G)	$6,20528 \times 10^8 \text{Pa}$
Aire de l'aileron (saile)	$0,022 \text{ m}^2$
Rapport de cône d'aileron (λ)	0,5
Rapport d'aspect (B)	1,02
Epaisseur normalisée (T)	0,05
Nombres d'ailerons	3 ailerons

Tableau. 2.8: Dimensionnement des ailerons

On a comme données :

Echelle atmosphérique au niveau de la mer (H) : 8077 m

La vitesse du son au niveau de la mer (CS0) : 340m/s

Pression au niveau de la mer (P0) : 101352Pa

On calcule : [9]

a. La vitesse du son en fonction de l'altitude:

$$Cs(h) = Cso \left(1 - 0.20 \frac{h}{H} \right)^{1/2} \tag{2-34}$$

En utilisant ce théorème pour le calcul :

$$\lim_{\alpha \rightarrow 0} (1 - \alpha)\beta \rightarrow \exp(-\alpha\beta) \tag{2-35}$$

$$Cs(h) \approx Cso \times \exp\left(-0.1 \frac{h}{H}\right) \tag{2-36}$$

b. la pression atmosphérique en fonction de l'altitude :

$$P_r(h) = P_0 \left(1 - 0.19 \frac{h}{H}\right)^{5.256} \tag{2-37}$$

$$P_r(h) \approx P_0 \exp\left(-\frac{h}{H}\right) \tag{2-38}$$

c. La vitesse de flottement de l'aileron :

$$V_f = 1.223 \cdot C_{s0} \cdot \exp\left(0.4 \frac{h}{H}\right) \sqrt{\frac{G}{P_0}} \sqrt{\frac{2+B}{1+\lambda}} \left(\frac{T}{B}\right)^{3/2} \text{ (m/s)} \tag{2-39}$$

Tous les calculs sont présentés dans le Tableau 2-9

Cs(h) [m/s]	H[m]	Pr(h) [PA]	V _f [m/s]
335	0	101352	503.919482
332.92	500	95268.1392	516.553139
341,8907	1000	89549.47	529.50353
339,780885	1500	84174.08	542.778602
337,683997	2000	79121.3632	556.386487
329.6374	2500	74371.9418	570.335533
327.6031	3000	69907.6141	584.634293
325.5814	3500	65711.26	599.291534
323.57	4000	61766.81	614.316243

Tableau. 2.9: Valeurs de la vitesse du son, la pression atmosphérique en fonction de l'altitude et la vitesse de flottement

La vitesse maximal simulé avec open rocket a une altitude de 3100 m est $V_{max} = 364$ m/s. D'après nos calculs, cette altitude correspond à une vitesse de flottement de 587.5367 m/s

qui est supérieur à la vitesse maximale de la fusée obtenue par Open Rocket ce qui implique que l'aileron ne cisaille pas, voir (Tableau.2-9).

La figure 2-16 représente la variation de la vitesse du flottement en fonction de l'altitude.

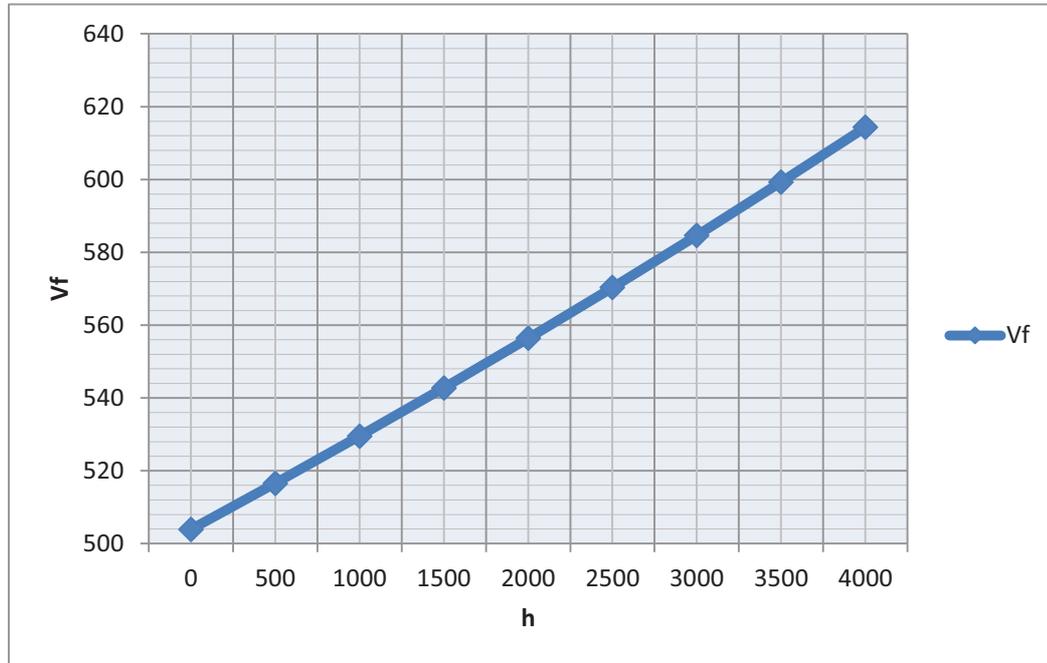


Figure 2.16 : Variation de la vitesse du flottement des ailerons en fonction de l'altitude

2.7. Conclusion

Dans cette partie, on a dimensionné notre fusée par rapport au cahier des charges, le choix du type du cône et des ailerons est lié aux performances aérodynamiques. Pareil pour les parachutes pour minimiser les dégâts lors d'atterrissage au sol. Un calcul théorique des coefficients aérodynamiques de la fusée et ces performances est fait, les résultats sont valablement corrects par rapport à celles obtenues par Openrocket.

Chapitre 3

Partie électronique

3.1. Introduction:

Dans ce chapitre, nous allons donner un aperçu du côté électronique de la fusée. De plus, nous indiquons les différents composants et méthode qui seront utilisés pour répondre aux exigences.

3.2. Présentation générale de la partie électronique

Afin de déclencher le lancement du parachute et d'assurer les diverses fonctions de la fusée, à savoir communiquer avec l'environnement et effectuer des mesures en vol, il est nécessaire de concevoir et réaliser un system électroniques, qui sera intégrées à la fusée. Le travail consiste notamment à concevoir la partie électronique et informatique.

3.3. Composant utilisé :

Notre partie électronique est composée de :

3.3.1. Arduino UNO :

C'est la partir cerveau et l'élément essentielle de notre partir électronique, qui fait tous les opérations qui répondre aux exigences.

3.3.1.1. Définitions :

Une carte Arduino est une petite carte électronique de (5,33 x 6,85 cm) équipée d'un microcontrôleur. Le microcontrôleur permet, à partir d'événements détectés par des capteurs, de programmer et commander des actionneurs ; la carte Arduino est donc une interface programmable [1]. La figure suivent représente la forme d'une carte Arduino UNO.

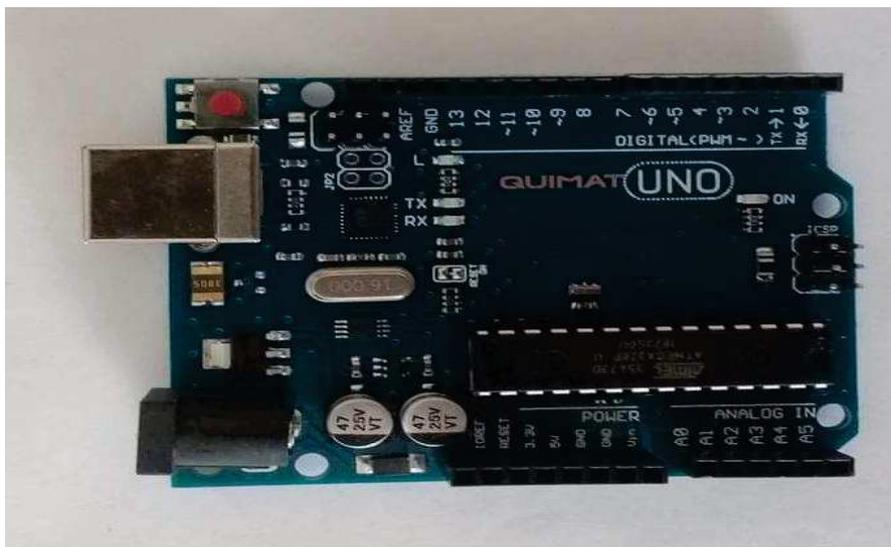


Figure 3.1. Image d'une carte Arduino UNO.

3.3.1.2. Zoom Sur La Carte Arduino UNO:

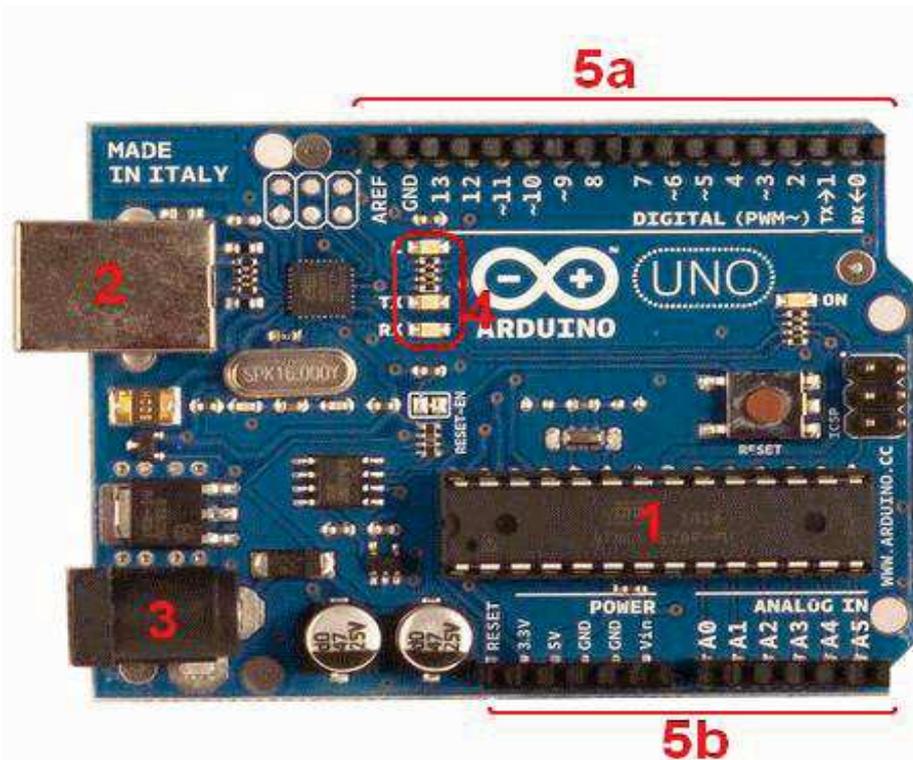


Figure 3.2. Les différentes parties de la carte Arduino UNO.

Constitution de la carte :

(1) Le microcontrôleur

Voilà le cerveau de notre carte (en 1). C'est lui qui va recevoir le programme que vous aurez créé et qui va le stocker dans sa mémoire puis l'exécuter. Grâce à ce programme, il va savoir faire des choses, qui peuvent être : faire clignoter une LED, afficher des caractères sur un écran, envoyer des données à un ordinateur [1]

(2)(3) Alimentation

Pour fonctionner, la carte a besoin d'une alimentation. Le microcontrôleur fonctionnant sous 5V, la carte peut être alimentée en 5V par le port USB (en 2) ou bien par une alimentation externe (en 3) qui est comprise entre 7V et 12V. Cette tension doit être continue et peut par exemple être fournie par une pile 9V. Un régulateur se charge ensuite de réduire la tension à 5V pour le bon fonctionnement de la carte. Pas de danger de tout griller donc! Veuillez seulement à respecter l'intervalle de 7V à 15V (même si le régulateur peut supporter plus, pas la peine de le retrancher dans ses limites) [1].

(4) Visualisation

Les trois "points blancs" entourés en rouge (4) sont en fait des LED dont la taille est de l'ordre du millimètre. Ces LED servent à deux choses : Celle tout en haut du cadre : elle est connectée à une broche du microcontrôleur et va servir pour tester le matériel. Nota : Quand on branche la carte au PC, elle clignote quelques secondes. Les deux LED du bas du cadre : servent à visualiser l'activité sur la voie série (une pour l'émission et l'autre pour la réception). Le téléchargement du programme dans le microcontrôleur se faisant par cette voie, on peut les voir clignoter lors du chargement [1].

(5) connectique

La carte Arduino ne possédant pas de composants qui peuvent être utilisés pour un programme, mis à part la LED connectée à la broche 13 du microcontrôleur, il est nécessaire de les rajouter. Mais pour ce faire, il faut les connecter à la carte. C'est là qu'intervient la connectique de la carte (en 5a et 5b). Par exemple, on veut connecter une LED sur une sortie du microcontrôleur. Il suffit juste de la connecter, avec une résistance en série, à la carte, sur les fiches de connexion de la carte.

Cette connectique est importante et a un brochage qu'il faudra respecter. Nous le verrons quand nous apprendrons à faire notre premier programme. C'est avec cette connectique que la carte est "extensible" car l'on peut y brancher tous types de montages et modules ! Par exemple, la carte Arduino UNO peut être étendue avec des shields, comme le « Shield Ethernet » qui permet de connecter cette dernière à internet [1].

3.3.1.3. Utilité :

La carte Arduino UNO dans notre cas est principalement utilisée pour lire et traiter les données fournies par les capteurs, telle que : température, la pression, la vitesse, la hauteur... elle a aussi pour rôle le contrôle du système et son déclenchement ou moment voulu.

3.3.2. Capture

3.3.2.1. Définition

Un capteur est un dispositif capable de transformer une grandeur physique (telle que la température, la pression, la lumière, etc.) en une autre grandeur physique manipulable. On peut d'ailleurs prendre des exemples : un microphone est un capteur qui permet de transformer une onde sonore en un signal électrique ; un autre capteur tel qu'une photorésistance permet de transformer un signal lumineux en résistance variable selon son intensité [2].

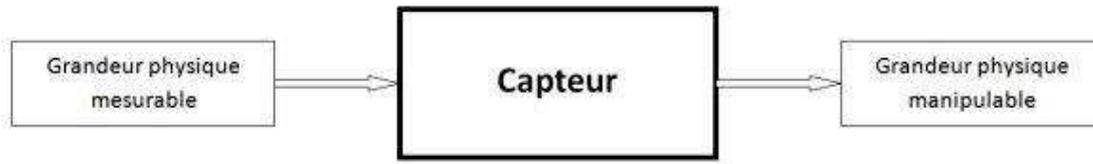


Figure 3.3 Fonctionnement des captures

3.3.2.2. MPU6050 accéléromètre/gyroscope

Nous avons choisi le capteur qui réponde ou contrainte réelle de notre environnement. Dans notre cas, les contraintes sont : détecter le changement de température, changement de l'accélération et le moment ou le parachute doit déclencher.

A) Définition

Le MPU-6050 est doté de trois convertisseurs analogique-numérique (ADC) 16 bits pour numériser les sorties du gyroscope et de trois convertisseurs ADC 16 bits pour numériser les sorties de l'accéléromètre. Pour un suivi précis des mouvements rapides et lents, les pièces disposent d'une plage complète d'échelle de gyroscope programmable par l'utilisateur de ± 250 , ± 500 , ± 1000 et ± 2000 ° / s (dps) et d'un accéléromètre programmable à l'utilisateur plage de $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$ et $\pm 16g$. Les caractéristiques supplémentaires incluent un capteur de température intégré et un oscillateur intégré avec une variation de $\pm 1\%$ sur la plage de températures de fonctionnement. [3] (annexe 3.1)

La figure suivante représente le capteur utilisée pour réaliser les contraintes qui consiste de mesurer :

- La température.
- L'accélération.

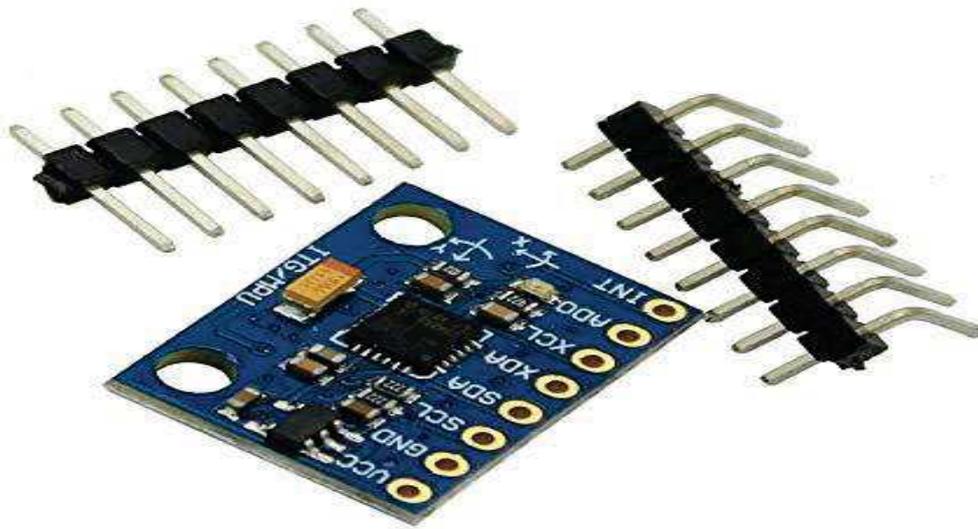


Figure 3.4. Capteur MPU6050.

B) Description

Nom de Pin	Pin Description
INT	Utilisée pour indiquer que les données sont disponibles pour que la MCU puisse les lire.
SCL	Utilisée pour les impulsions d'horloge pour le fonctionnement en I2C
SDA	Utilisée pour transférer des données via une communication I2C.
GND	Utilise pour la terre
VCC	Utilisée pour la tension d'alimentation. Sa tension d'entrée est comprise entre +3 et + 5V.

Tableau 3.1. Description des pins de MPU6050 utilisé. (A 3.1)

3.3.3. Data Storage

Une fois que les données sont détectées par le capteur, nous avons besoin d'un moyen pour stocker les informations pour un traitement ultérieur. Pour atteindre cet objectif, nous intégrons une carte SD à notre circuit général. L'utilisation de la communication sans fil est facultative, mais il est difficile d'utiliser ce système en très haute altitude et dans un environnement de travail très difficiles. Par conséquent, nous utilisons une carte SD compatible avec notre système basé sur Arduino.

Dans cette figure, nous présentons l'adaptateur SD utilisée.

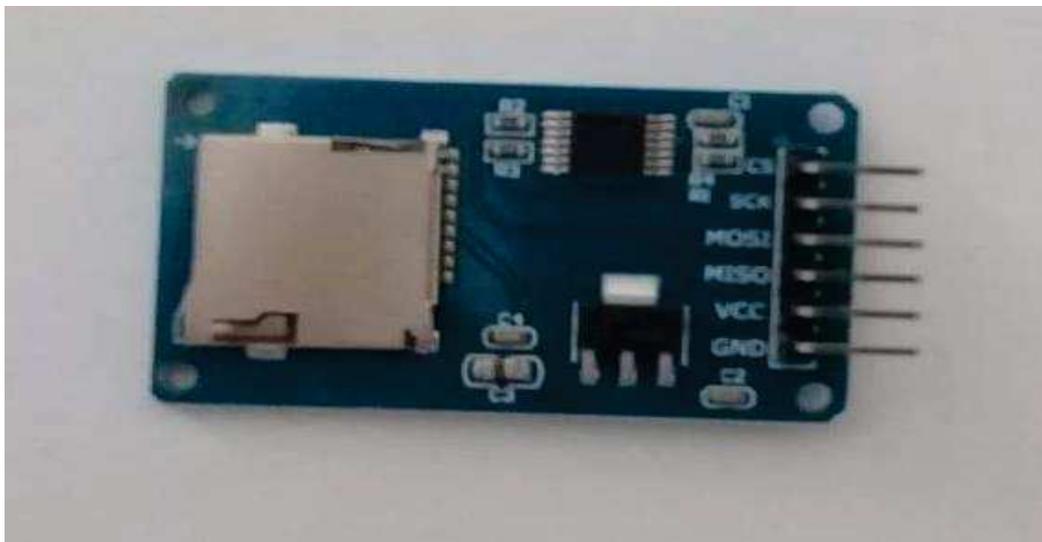


Figure 3.5. : a) Adaptateur de la carte SD.

Dans la figure ci-joint, la description des différents pins de SD card adapter.

SD Module Name	Description
SD_CS	Card Select
SD_MOSI	SD_IN PSoC-to-Card Commands and Data
SD_MISO	SD_OUT
SD_CLK	SD_CLK
VDD	3.3V
VSS	Ground

Figure 3.5. : b) La description du différent pin de SD card Adaptateur. [7] (A 3.2)

3.3.4. Câbles Utilisé :

Nous avons choisi des câbles jumper avec le Breadboard pour interconnecter nos composants et créer un circuit propre de manière efficace.

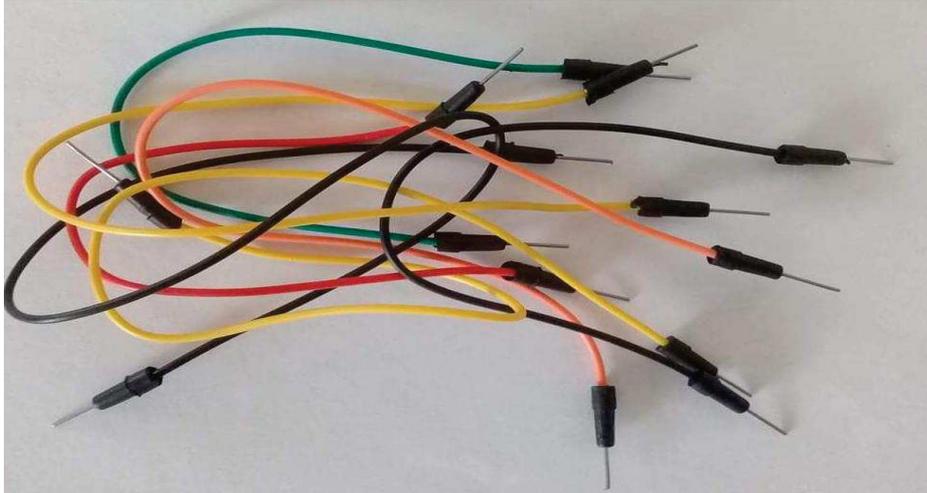


Figure 3.6. Câbles jumper.

3.3.5. Alimentation:

Notre système électronique est intégré à la fusée, c'est pourquoi nous avons besoin d'une source d'énergie pour alimenter le système électronique. Par conséquent, une utilisation de la batterie est nécessaire. Nous avons utilisé une batterie de 9 V CC pour alimenter le circuit, comme indiqué dans la figure suivante.

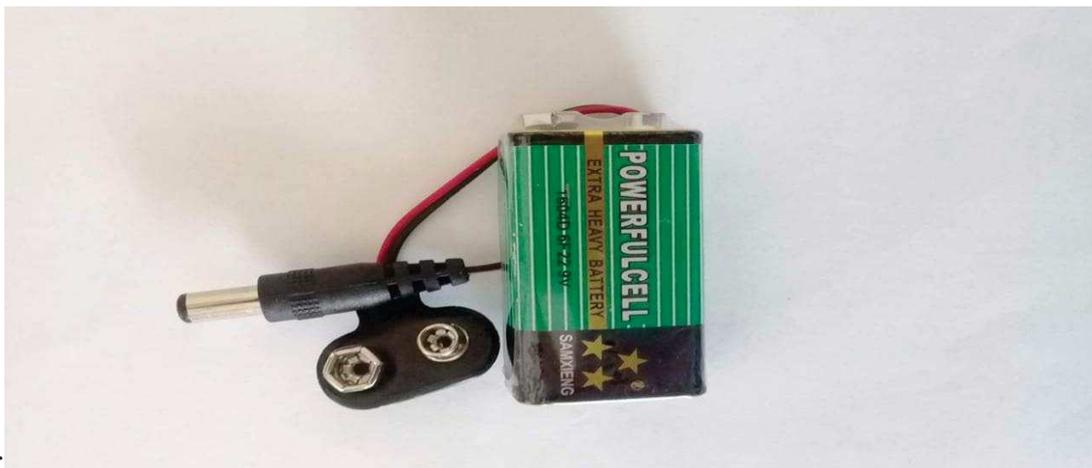


Figure 3.7. batterie utilisée.

3.3.6. Breadboard:

Le breadboard est la plate-forme de notre circuit de construction pour faciliter les connexions entre les différentes parties de notre système. Dans la figure suivante, nous présentons un instantané d'une planche à pain ordinaire.



Figure 3.8. Breadboard

3.4. Interfaçage MPU6050 et SD adaptateurs avec la carte Arduino UNO :

Notre implémentation est met en marche les différents contraintes, on a utilisé les différents composants qu'on cite dans cette partie de travail.

- Le capteur est branché avec la carte Arduino UNO avec des câbles jumper, on va téléverser notre code C vers la carte pour lire et traiter les informations différents données par le capteur. (La figure 3.9. a)
- L'adaptateur est branché avec la carte Arduino UNO. On va téléverser notre code C vers la carte pour enregistrer des informations dans la micro carte insérée dans l'adaptateur. (figure 3.9. b)

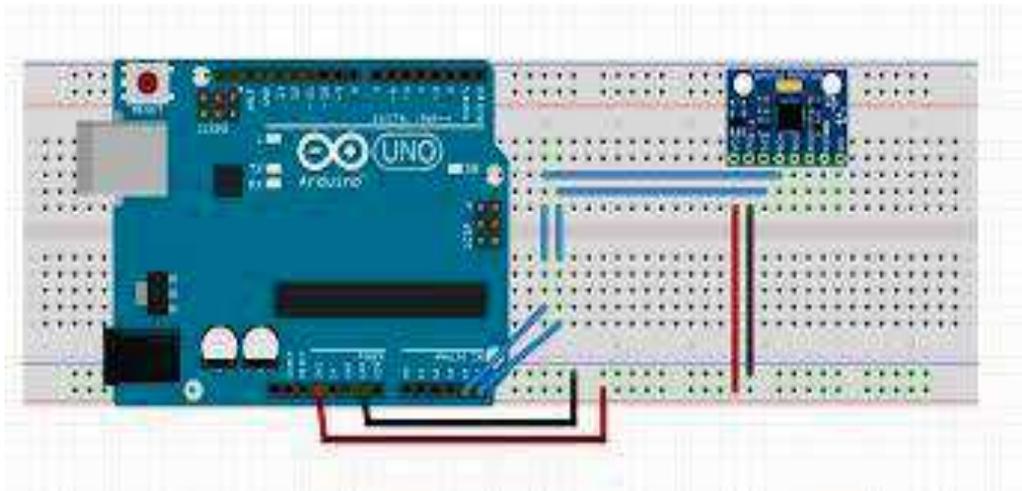


Figure 3.9. : a) Interfaçage MPU6050 graphiquement [2]

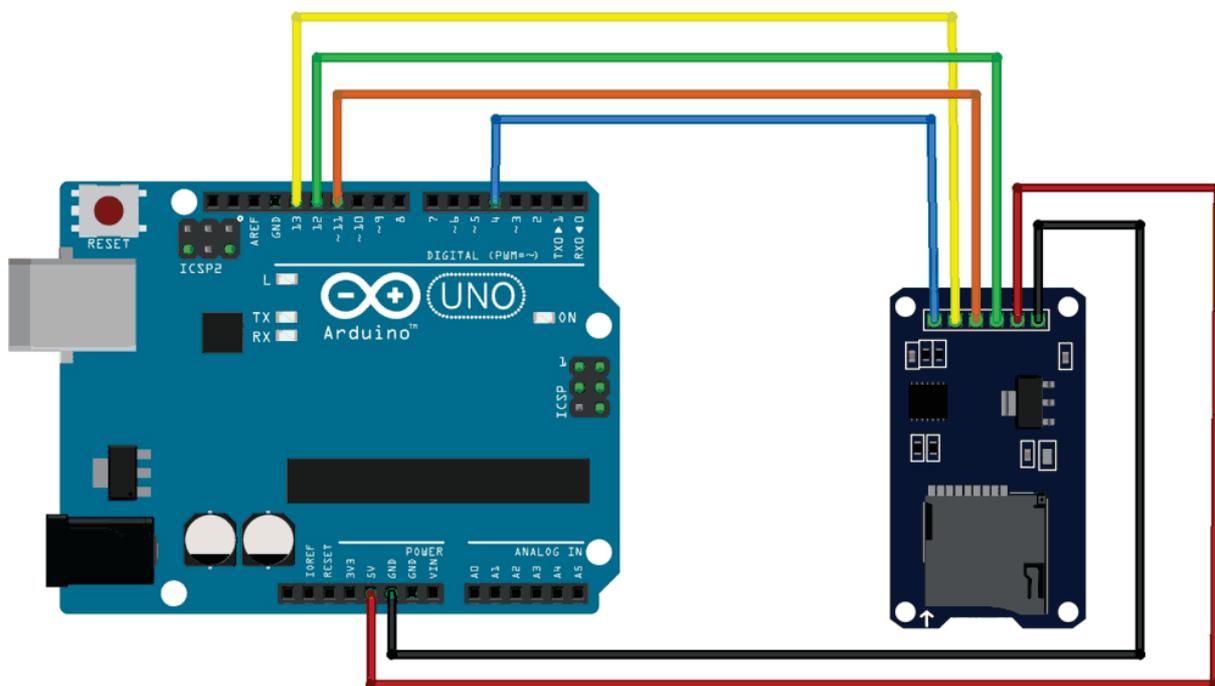


Figure 3.9. : b) Interfaçage de la carte SD avec L'Arduino UNO. [4]

3.5. Circuit général

Le circuit général inclu :

- Suivre l'accélération, c'est-à-dire suivre l'objet et enregistrer l'accélération.
- Suivre la température, c'est-à-dire mesurer le changement de température. Moment d'ouverture du parachute, c'est-à-dire que lorsque l'accélération devient négative, le circuit doit générer un courant élevé pour provoquer l'explosion et ouvrir la pièce de bruit ainsi le parachute s'ouvre.

Toutes ces données doivent être stockées sur la carte SD pour un traitement ultérieur. Comme indiqué dans la figure suivante.

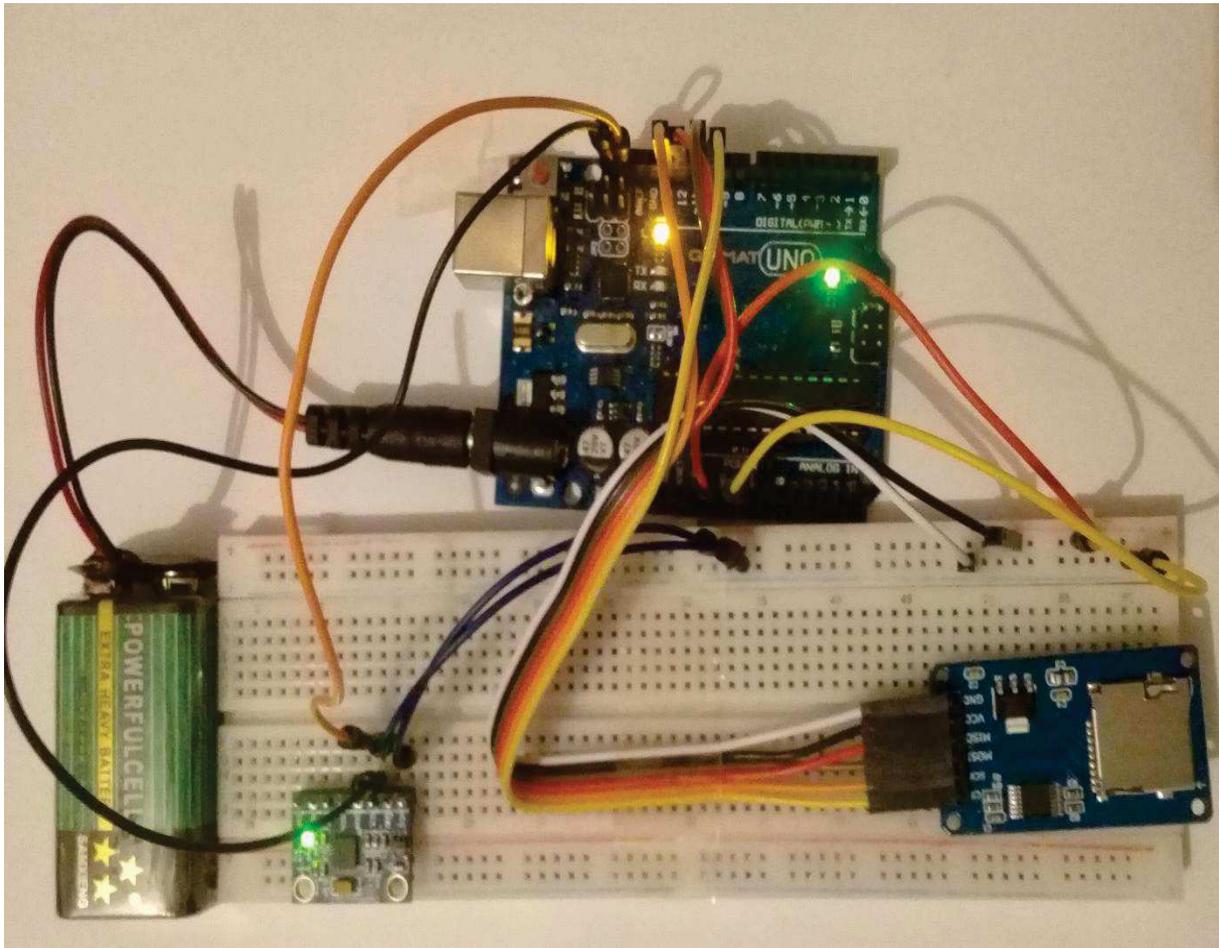


Figure 3.10. Circuit général de la partie électronique.

3.6. Code de Simulation

Pour faire marcher les différents parties de circuit et pour que la carte UNO puisse lire et communiquer avec les différents composants, il faut gérer tous les actions par la programmation de l'Arduino. Le code est donné ci-contre.

```

//bibliothèques utilisé et déclaration du
//variable
#include <SPI.h>
#include <SD.h>
#include "I2Cdev.h"
#include "MPU6050.h"

#if I2CDEV_IMPLEMENTATION ==
I2CDEV_ARDUINO_WIRE
    #include "Wire.h"
#endif

bool test=true;
File myFile;
MPU6050 accelgyro;
int16_t temperture, ax,ay,az;
long int DataStor[4];

// initialisation de MPU et SD carte
void setup() {
    #if I2CDEV_IMPLEMENTATION ==
I2CDEV_ARDUINO_WIRE
        Wire.begin();
    #elif I2CDEV_IMPLEMENTATION ==
I2CDEV_BUILTIN_FASTWIRE
        Fastwire::setup(400, true);
    #endif
    Serial.begin(9600);
    // initialize device
    Serial.println("Initializing I2C devices...");
    accelgyro.initialize();
    Serial.println("Test device connections...");
    Serial.println(accelgyro.testConnection() ?
"MPU6050 connection successful" :
"MPU6050 connection failed");
    // initialise the SD card
    Serial.print("Initializing SD card...");

    if (!SD.begin(4)) {
        Serial.println("initialization failed!");
        while (1);
    }
    Serial.println("initialization done.");
}

```

```

// capture des information par le MPU et les enregistre dans le SD carte simultanément
void loop() {
    accelgyro.getAcceleration(&ax, &ay, &az);
    temperture=Wire.read()<<8 | Wire.read();
}

```

```

long int dx=ax/2048;
long int dy=ay/2048;
long int dz=(az/2048)-7;
long int da=dx+dy+dz;
DataStor[0]=dx;
DataStor[1]=dy;
DataStor[2]=dz;
DataStor[3]=temperture/340.0+25;
Serial.print("temp= "); Serial.println(temperture/340.0+25);
  Serial.print("acceleration m/s2:[\t");
  Serial.print(dx); Serial.print("\t");
  Serial.print(dy); Serial.print("\t");
  Serial.print(dz); Serial.print("\t] \n");
  Serial.print("Rotation deg*/second:[\t");
  if(da<1 && test) {Serial.print("ejecte-----*****"); test=false; exit;}
delay(100);
myFile = SD.open("results.txt", FILE_WRITE);
if (myFile) {
  myFile.print("Acc: [ "); myFile.print(DataStor[0]); myFile.print(" \t");
  myFile.print(DataStor[1]); myFile.print(" \t"); myFile.print(DataStor[2]);
  myFile.print("] \t temp : ");
  myFile.println(DataStor[3]);
  myFile.close();
} else {
  // if the file didn't open, print an error:
  Serial.println("error opening");
} delay(100);
}

```

3.7. Résultat

Dans notre cas, nous avons testé le circuit dans un cas particulier pour montrer que l'idée est garantie. Le circuit fonctionne comme prévu. Le MPU reçoit l'accélération et la carte SD enregistre également ces données. (A 3.3)

3.8. Conclusion

Notre objectif est garanti et le circuit est intégré à la fusée. En conséquence, il peut arriver qu'il soit détruit par la température en raison du changement de température élevé dans l'environnement. La meilleure solution consiste à isoler la partie électronique avec un matériau résistif afin qu'elle échappe au choc.

Chapitre 4 :

Réalisation

4.1 Introduction

Dans ce chapitre nous allons présenter les différentes étapes de réalisations de notre mocket de fusée ainsi que les moyen utiliser pour concrétiser les pièces et forme que nous avons dimensionné dans le chapitre deux de se travaille

4.2 Le travail fait sur le tube pvc (enveloppe)

L'enveloppe représente la plus grande surface en contact avec l'extérieure de la fusée. Elle remplit deux rôles, elle protège les éléments intérieurs de la fusée, et dans le même temps elle remplit le rôle de squelette externe au sens où il s'agit d'une peau porteuse. C'est un tube on pvc de 160mm de diamètre extérieur et de 2mm d'épaisseur. Ce tube présente le meilleur rapport robustesse/légèreté/prix. Il a également fait ses preuves les années précédentes.

Dans les deux figures suivant, on a procédais au découpage de tube pvc.



Figure 4.1 : a) Image avant le découpage



Figure 4.1 : b) Image après le découpage

Dans les deux figures suivant, on a traçais et finir l'emplacement des trois ailerons



Figure 4.2 : a) traçage de tube



Figure 4.2 : b) decoupage de tube

4.3 Ailerons

Les ailerons sont les principaux éléments qui assurent la stabilité d'une fusée. Ils doivent répondre à trois critères : être légers, rigides pour ne pas être trop déformés lors de la phase d'accélération, et être solidement fixés à la fusée.

Ainsi, les ailerons sont en contreplaqués de 10mm d'épaisseur et sont fixés à l'aide d'une colle (silicone colle). Leur géométrie est déterminée par les caractéristiques de masse et de position du centre de gravité de la fusée et grâce à openrocket qui est une logicielle de modélisation et simulation de vol de fusée.

Dans les figures suivantes, on a dessinée la géométrie des trois ailerons puis coupée à l'aide d'une scie-sauteuse.



Figure 4.3 : a) la géométrie de l'aileron



Figure 4.3 : b) découpage de la géométrie sur le contreplaqué

4.4 Bagues supportant le propulseur et l'électronique de la fusée

Les bagues sont des disques en bois (contreplaqués, matériau relativement robuste à faible coût). Tout d'abord elles ont été modélisées sur openrocket puis de la même manière que les ailerons on a dessiné leur géométrie sur une plaque de contreplaqué puis à l'aide d'une scie-sauteuse et d'une perceuse on a réalisé les 8 bagues de support. Ci-joint, les figures de réalisation des bagues de support.



Figure 4.4 : a) perçage de la géométrie



Figure 4.4 : b) découpage de la géométrie



Figure 4.4 : c) raffinement de la géométrie

L'intégration du bloc moteur à l'intérieur de la fusée se fait à l'aide de 4 bagues de centrage et d'une bague de poussée, réalisée de la même manière que les bagues servant de support aux cartes électroniques. Celles-ci jouent également un rôle dans la fixation des ailerons à l'aide de silicone colle sur la structure comme on peut le voir sur les figures.



Figure 4.5 : a) Assemblage block moteur, bague.



Figure 4.5 : b) App de la silicone colle sur les ailerons



Figure 4.5 : c) Assemblage de block moteur, aileron sur l'enveloppe

4.5 Ogive

Afin de refermer la peau de manière aérodynamique, le haut de la fusée est surmonté d'une coiffe. Le modèle de la coiffe reste le même que celui des années précédentes. Avec le même procédé de réalisation c a dire :

- ❖ Découpe de rondelles à sections de plus en plus réduites selon la courbe de l'ogive.
- ❖ Placement et collage des rondelles selon un axe (tige filetée) et serrage vis/écrou de chaque côté de l'ogive.
- ❖ Moulage de la surface avec du plâtre, puis ponçage jusqu'à obtenir les bonnes cotes.

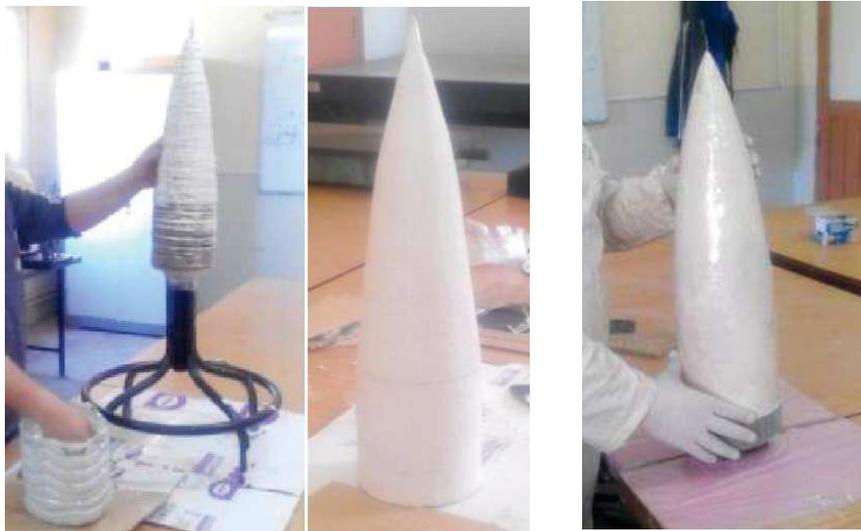


Figure 4.6 : Les premières étapes de réalisation de l'ogive



Figure 4.7 : l'ogive réalisée final

4.6 Peinture

Pour la décoration on a choisir la peinture pigma avec deux colure, le bleu pour l'enveloppe et le rouge pour l'ogive et ailerons. La peinture est appliquée à l'aide pistolet de peinture pour une bonne répartition sur les surfaces. Ci-joint, la méthode utilise pour la peinture.



Figure 4.8 : a) App de la peinture sur la surface extérieure de la fusée



Figure 4.8 : b) App de la peinture sur la surface extérieure de l'ogive.

4.7 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les différentes étapes de tout le processus de réalisation.

Conclusion générale

Conclusion générale

Au final, bien que notre projet fin d'étude s'inscrive dans une suite du projet fusé que le département génie mécanique a lancée l'année précédente, et reprenne donc une structure générale comparable, elle a aussi été le résultat d'innovations pertinentes et d'optimisation. Ce sont ces dernières qui constituent la valeur ajoutée apportée par notre travail. D'autant plus que ses spécificités sont tout de même importantes, en particulier la mesure d'accélération qui permettra de détecter l'apogée et de déclencher l'ouverture du parachute

Le projet a rencontré de nombreuses difficultés diverses et variées durant ce semestre. On peut notamment citer des problèmes de logiciels, des complications lors du montage de la mini-fusée, ou encore des éléments électroniques défectueuses. Ce dernier point est celui qui nous a le plus pénalisé à cause des nombreuses heures que nous avons passées à essayer de comprendre la défaillance capteur MPU 6050. Mais finalement, grâce au travail conjoint de l'intégralité de l'équipe, le problème a été résolu.

Ce projet de fin d'études s'est révélé bénéfique à tous les membres de l'équipe. En effet, chacun a gagné en autonomie d'un point de vue technique en développant ses compétences, mais également en ce qui concerne la gestion de projet et les échanges avec les autres qui sont indispensables lorsqu'on travaille en mode projet. De plus, ce PFE nous a permis de découvrir puis de nous familiariser avec une multitude d'outils et de logiciels. Il a également développé nos capacités d'appréhension d'un système complexe pluridisciplinaire dans sa globalité. En ce sens, ce modeste aperçu du travail que peut être amené à faire un ingénieur généraliste Centralien est d'un grand intérêt.

Néanmoins, ce projet n'est pas encore terminé. En effet, l'objectif final est le lancement et la récupération de la fusée. Nous espérons que ce projet soit renouvelé l'an prochain pour que toute l'équipe puisse continuer son travail et puisse finir sa réalisation de façon à ce qu'elle soit prête pour un éventuel lancement dans des conditions optimales pour que le vol soit une réussite.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] https://zestedesavoir.com/tutoriels/686/arduino-premiers-pas-en-informatique-embarquee/742_decouverte-de-larduino/3417_le-materiel/
- [2] <https://eskimon.fr/tuto-arduino-501-g%C3%A9n%C3%A9ralit%C3%A9s-sur-les-capteurs>
- [3] MPU6050 datasheet; <http://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf>
- [4] <https://www.electronicwings.com/arduino/microsd-card-interfacing-with-arduino>.
- [5] Le Vol de la Fusée, Stabilité et Trajectographie Version 2.0 - juillet 2008.
- [6] <http://www.astromodelisme.com/comment-bien-choisir-son-moteur/>
- [7] SD card adapter; <https://resi.store/datasheets/sdcard.pdf>.
- [8] Simon Box, Christopher M. Bishop, Hugh Hunt. Estimating the dynamic and aerodynamic parameters of passively controlled high power rockets for flight simulation. February, 2009.
- [9] Niskanen. Development of an Open Source model rocket simulation software. Espoo, 20.5.2009.
- [10] www.ilemaths.net/sujet-calculer-la-taille-d-un-parachute-574153.html.
- [11] John D Sahr. Trapezoidal Fin Flutter Analysis Revisited. Newsletter, ISSUE 411, FEB 23rd 2016.
- [12] <http://lafuseetpe.e-monsite.com/pages/fonctionnement-fusee.html>.
- [13]: John D Sahr. Trapezoidal Fin Flutter Analysis Revisited. Newsletter, ISSUE 411, FEB 23rd 2016.
- [14] Planete-Sciences Le Vol de la Fusée, Stabilité et Trajectographie v2.0 – juillet 2008
- [15] Giles Sparrow, La conquête de l'espace, Paris, Flammarion, 2008.
- [16] Alain Dupas, Une autre histoire de l'espace : l'appel du cosmos, Gallimard, coll. « découvertes », 19

Annexe

Annexe

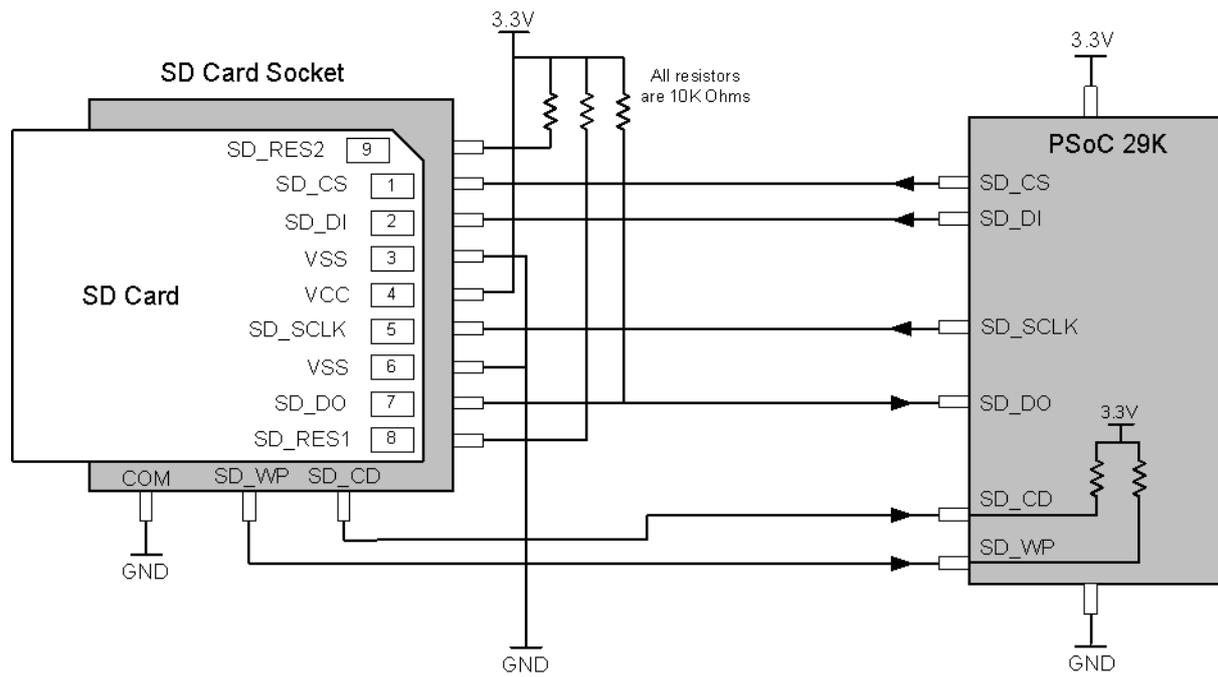
A 3.1

VDD = 2.375V-3.46V, VLOGIC (MPU-6050 only) = 1.8V±5% or VDD, T_A = 25°C

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS	NOTES
ACCELEROMETER SENSITIVITY						
Full-Scale Range	AFS_SEL=0		±2		g	
	AFS_SEL=1		±4		g	
	AFS_SEL=2		±8		g	
	AFS_SEL=3		±16		g	
ADC Word Length	Output in two's complement format		16		bits	
Sensitivity Scale Factor	AFS_SEL=0		16,384		LSB/g	
	AFS_SEL=1		8,192		LSB/g	
	AFS_SEL=2		4,096		LSB/g	
	AFS_SEL=3		2,048		LSB/g	
Initial Calibration Tolerance			±3		%	
Sensitivity Change vs. Temperature	AFS_SEL=0, -40°C to +85°C		±0.02		%/°C	
Nonlinearity	Best Fit Straight Line		0.5		%	
Cross-Axis Sensitivity			±2		%	
ZERO-G OUTPUT						
Initial Calibration Tolerance	X and Y axes		±50		mg	1
	Z axis		±80		mg	
Zero-G Level Change vs. Temperature	X and Y axes, 0°C to +70°C		±35			
	Z axis, 0°C to +70°C		±60		mg	
SELF TEST RESPONSE						
Relative	Change from factory trim	-14		14	%	2
NOISE PERFORMANCE						
Power Spectral Density	@10Hz, AFS_SEL=0 & ODR=1kHz		400		μg/√Hz	
LOW PASS FILTER RESPONSE						
	Programmable Range	5		260	Hz	
OUTPUT DATA RATE						
	Programmable Range	4		1,000	Hz	
INTELLIGENCE FUNCTION INCREMENT			32		mg/LSB	

1. Typical zero-g initial calibration tolerance value after MSL3 preconditioning
2. Please refer to the following document for further information on Self-Test: *MPU-6000/MPU-6050 Register Map and Descriptions*

A 3.2



A 3.3

Résumé

Le projet propose une solution simple et peu coûteuse qui améliorera la réalisation d'une fusée à partir de zéro. L'objectif de ce projet est de concevoir et de réaliser une fusée (un projectile cylindrique pouvant être propulsé à grande hauteur ou distance par la combustion de son contenu). Dédiée au transport d'une charge utile en forme de boîte rectangulaire.

La fusée que nous allons développer devrait être facile à mettre en place. Pour cela, il est nécessaire de donner un contexte et des aspects théoriques, ainsi qu'une certaine généralité à propos de ces derniers. Le dimensionnement de tous les composants de la fusée a été effectué avec Open Rocket, puis les résultats ont été comparés avec ce fait de manière analytique.

De plus, nous intégrons un système électronique pour capter le changement de température et enregistrer l'accélération, pour ce faire, nous avons utilisé le système Arduino UNO, pour détecter le point culminant et déclencher le lancement du parachute.

Mots clé : Fusée, Open rocket, charge utile, système électronique. Arduino UNO.

Abstract

The project proposes a simple and a cheap solution that will improve the realization of a rocket starting from scratch. The aim of this project is to design and realization of a rocket (a cylindrical projectile that can be propelled to a great height or distance by the combustion of its contents.) dedicated to carry a rectangular box shaped payload.

The rocket we will develop should be easy to set up, for that, it is necessary to give a theoretical background and aspects, also, some generality about this latter. The sizing of all the components of the rocket were done with Open Rocket, and then the results were compared with this fact analytically.

In addition, we integrate an electronic system to catch the change in temperature and to record the acceleration, for that we've used Arduino UNO based system, which are make use to detect the climax and trigger the launch of the parachute.

Keywords: Rocket, Open rocket, payload, electronic system, Arduino UNO.