الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

République Algérienne Démocratique et Populaire

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Département : Génie électrique Et Informatique Industrielle

Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme de

Ingéniorat

Spécialité

Systèmes embarqués

- Thème -

Conception et réalisation d'un système de récupération pour fusée expérimentale

Réalisé par

Laouar Imane

Les membres de Jury :

M. HARAOUBIA Brahim ,Professeur ,ENST	Président
M.CHERIET Mohammed El Amine ,M.C.B USTO	Promoteur
M.ATROUZ Brahim ,M.A.A ENST	Co-Promoteur
Mme.BOUTARFA Souhila ,M.C.B ENST	Examinateur
M. BEGHAMI Sami ,M.A.A ENST	Examinateur

Année universitaire 2021 –2022

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à :

A mes très chers parents :

Quoi que je dise je ne saurais point vous remercier comme il se doit pour tout ce que vous faites pour vos enfants, sans vous nous serons égaré dans ce monde.

A mes chères sœurs : princesse Saden Alaa, Douaa et Feriel.

A mes chers frères : Mohamed Ayoub et Ahmed.

A la mémoire de mon très cher oncle, LAOUAR Ferhat qui n'est plus parmi nous.

A « NOUR », je ne saurais jamais exprimer mon grand chagrin causé par ton absence. J'aurais aimé te voir aujourd'hui ici à mes côtés mais le destin n'a Pas voulu ; j'espère que ce modeste travail soit une prière pour le repos de ton âme, repose en paix, que dieux t'accueillera dans son vaste paradis.

A toutes les personnes que j'aime.

LAOUAR Imane

Remerciements

بسم الله الرحمن الرحيم

نحمد الله حمدا كثيرا مباركا فيه، حمدا يليق بجلال وجهه و عظيم سلطانه
الحمد لله الذي بحمده تتم النعم و الصالحات، الحمد لله على النجاح، الحمد لله على التميز

Je tiens à remercier toutes les personnes qui ont participé, de près ou de loin, à la réalisation de ce mémoire.

Je remercie en particulier monsieur CHERIET Mohammed El Amine, pour tout ce qu'il m'a apporté comme aide, pour son bon encadrement, le temps qu'il m'a réservé et les informations qu'il n'a pas hésité à me fournir.

Je remercie aussi, Monsieur ATROUZ Brahim qui m'a encadrée, dirigée, corrigée tout le long de ce travail, sans ses conseils je n'aurai abouti à ce résultat.

Monsieur BENSIKADDOUR El Habib, ingénieur au centre de développement des satellites Oran, pout tout ce qu'il m'a apporté comme aide et conseils.

Je tiens à remercier tout le staff du Centre de Développement des Satellites CDS-ORAN pour l'accueil qui m'a été réservé, à leur tête le directeur Monsieur AREZKI Mohammed.

Je remercie également, l'ensemble honorable de jury de mémoire, qui a bien voulus examiner et valoriser ce travail, ainsi le cadre administratif du département d'électrique de l'école supérieure de technologie et l'ensemble des enseignants.

Je n'oublierais jamais de remercier également mes chères amies HELALI Hana, FILALI Norane et LOUTANI Asma pour l'aide, le soutien et les encouragements qu'elles m'ont apportés.

Enfin je remercierais toutes les personnes qui m'ont aidé de près ou de loin à réaliser ce travail.

MERCI A tout

Sommaire

Liste des figures i
Liste des tableaux iv
Abréviations vii
Introduction viii

I Chapitre I La fusée expérimentale 7
I.1 Introduction 8
I.2 Définition générales 8
I.3 La fusée expérimentale 9
I.4 Les composants de la fusée expérimentale 9
I.4.1 Le nez de la fusée 9
I.4.2 Les ailerons 10
I.4.3 La section du moteur 11
I.4.4 Le corps tube de la fusée 11
I.4.5 Le système de récupération 12
I.4.6 La baie électronique 14
I.4.7 Le moteur - fusée 15
I.5 Les phases de vol d'une fusée 19
I.6 Les forces exercées sur une fusée 19
I.6.1 Le poids 20
I.6.2 La poussée du moteur 20
I.6.3 Les forces aérodynamiques 20
I.6.4 Dynamique du vol 22
I.6.5 Les forces durant les phases de vol 22
I.6.6 La stabilité de la fusée 23
I.6.7 Les situations possibles de vol : 24
I.7 La correction d'un vol instable 24

I.8 Les classifications des fusées.....25
I.8.1 Les fusées expérimentales de classe 1.....25
I.8.2 Les Fusées de classe 2.....25
I.8.3 Les fusées de classe 3.....25
I.9 La différence entre une fusée expérimentale et une fusée réel (lanceur).....26
I.10 Conclusion.....27

II. Chapitre II le dimensionnement du parachute.....28
II.1 Introduction.....29
II.2 Définition du parachute.....29
II.3 Les forces appliquées sur un parachute.....29
II.4 Les composants d'un parachute.....30
II.5 Les types de parachutes.....32
II.5.1 Les parachutes hémisphériques.....32
II.5.2 Le parachute cruciforme.....32
II.5.3 Le parachute carré.....32
II.6 Etude comparatif des différents types de parachute.....33
II.7 Dimensionnement de parachute.....34
II.8 Le système de parachute.....35
II.9 Les parachutes du système de récupération de la fusée.....35
II.10 Le test du parachute.....38
II.11 Le banc de test du parachute.....38
II.11.1 Le parachute.....39
II.11.2 La ventouse électromagnétique.....39
II.12 Le système d'acquisition des données durant la chute du parachute.....41
II.13 Le Logigramme du programme.....43
II.14 Exemple de résultat de test du parachute.....44
II.15 Estimation de la force l'ouverture du parachute.....46
II.15.1 Minimisation du choc d'ouverture du parachute.....47

II.16 Conclusion……48

III Chapitre III Réalisation du systéme de récupération.....49

III.1 Introduction.....50
III.2 Le système de récupération.....50
III.3 La balise de localisation.....50
III.4 Module de localisation GPS NEO -6m.....51
III.4.1 L'antenne du module GPS.....52
III.4.2 Les pines du module.....52
III.4.3 Le protocole de communication.....52
III.5 Le transmetteur RF.....53
III.5.1 Etude comparative entre la transmission avec LORA et transmission WIFI.....53
III.5.2 Caractéristiques techniques du module LORA *Ra 02*.....54
III.5.3 Les pins du module.....54
III.6 Module d'enregistrement des données dans une carte SD.....55
III.7 Le signal sonore.....55
III.8 Le signal lumineux.....56
III.9 Envoi de position pas GSM.....56
III.10 L'Arduino UNO.....56
III.11 Logigramme du système de récupération.....58
III.12 Les fonctions utilisées dans le code source.....60
III.13 Les bibliothèques utilisées.....60
III.14 Test de circuit sur la plaque d'essai.....60
III.15 La station du sol.....61
III.16 Logigramme du système embarque de la station sol.....62
III.17 Les résultats.....62
III.18 Conception du circuit imprimé PCB.....64
III.19 Les caractéristiques du notre PCB.....65
III.20 Estimation du cout du PCB.....66
III.21 Conclusion.....67

Conclusion……68
Bibliographie…….……...69

Liste des figures

Chapitre1

Figure I-1 la fusée expérimentale *9*
Figure I-2 les deux types connus du nez de fusée expérimentale. *10*
Figure I-3 les ailerons de la fusée expérimentale *10*
Figure I-4 les différentes formes des ailerons. *11*
Figure I-5 la section du moteur. *11*
Figure I-6 le corps tube de la fusée et ces composants principaux *12*
Figure I-7 le déploiement d'un parachute (avec et sans séparation) *12*
Figure I-8 la récupération d'une fusée avec deux parachutes *13*
Figure I-9 la baie avionique d'une fusée *13*
Figure I-10un altimètre de la fusée *14*
Figure I-11 un acétomètre de la fusée *14*
Figure I-12 le moteur fusée en poudre noire *16*
Figure I-13 le moteur fusée a propergol composite *16*
Figure I-14 le moteur fusée réutilisable *17*
Figure I-15 les phases de vol d'une fusée expérimentale *19*
Figure I-16 le centre de gravité de la fusée *19*
Figure I-17 La poussée du moteur de la fusée *20*
Figure I-18 Le bilan des forces appliquées sur la fuse expérimentale *21*
Figure I-19 La stabilité de la fusée *23*
Figure I-20 La marge statique de la fusée *23*
Figure I-21Un lanceur réel. *27*

Chapitre 2

Figure II-1 le parachute de récupération. *29*
Figure II-2 la force de poids et de trainée au moment de l'ouverture *30*
Figure II-3 les forces au cours de la chute. *30*
Figure II-4 Les composantes d'un parachute de récupération. *31*
Figure II-5 le parachute hémisphérique *32*

Figure II- 6 Le parachute cruciforme *33*
Figure II-7 Le parachute carré. *33*
Figure II-8 Note de calcul du parachute principal *36*
Figure II-9 Note de calcul du parachute drogue *37*
Figure II-10 Note de calcul du parachute de la charge utile *38*
Figure II-11 le banc de test réalisé *39*
Figure II-12 le parachute utilisé pour le test *39*
Figure II-13 le montage électrique.de la ventouse électromagnétique. *40*
Figure II-14 le chargeur utilisé 12V *41*
Figure II-15 le montage au côté émetteur. *41*
Figure II-16 le système embarqué du banc de test *42*
Figure II-17 le système embarque de la réception des données du banc de test *43*
Figure II-18 logigramme du programme *44*
Figure II-19 le graphe tracé. *45*
Figure II-20 le parachute avec le parachute drogue. *47*
Figure II-21 le vent apex d'un parachute. *47*
Figure II-22 le système d'absorbation de choc. *48*

Chapitre 3

Figure III-1 schéma explique le fonctionnement de la balise de localisation *49*
Figure III-2 Le récepteur GPS NEO 6m *50*
Figure III-3 Exemple des données NMEA *51*
Figure III- 4 Le module LORA *53*
Figure III-5 Un lecteur de la carte SD *54*
Figure III-6 Un BUZZER active *54*
Figure III-7 Une LED *55*
Figure III-8 La carte Arduino UNO *56*
Figure III-9le logigramme du code *57*
Figure III- 10 test de la balise de récupération de la fusée sur plaque d'essais *58*

Figure III-11 Le montage de réception avec LORA.....59
Figure III-12 le logigramme du code (station de sol).....60
Figure III-13 le fichier texte enregistre sur SD Card 61
Figure III-14 Les données GPS affichés sur le moniteur série.....61
Figure III-15 LED clignoter 61
Figure III-16 Les pistes et les composants de la couches supérieure du PCB.....63
Figure III-17 Les pistes et les composants de la couches inférieur du PCB.....63
Figure III-18 Le PCB conçu en vue 3D avec les deux couches.....63
Figure III-19 Le fichier BOM extrait du Easy EDA.....64

Liste des tableaux

Chapitre 1

Table1 les différentes types de nez et leur vitesse et force de trainée......5
Table 2 Classification des moteurs solides selon leurs impulsions totales.....13
Table 3 Comparaison entre la fusée expérimentale et le lanceur 22

Chapitre 2

Table 4 comparaison entre les types de parachutes 9
Table 5 le coefficient de trainée selon le type 10
Table 6 Exemple de résultat d'une expérience effectué dans le banc de test.....21
Table 7 Le facteur x0.....22

Chapitre 3

Table 8 Les caractéristiques technique du module GPS NEO 6-m 50
Table 9 Comparaison entre la transmission a traves LORA et le WIFI 52
Table 10 Les pins du module LORA.....52
Table 11 Les composants utilisée au conception du PCB.....62
Table 12ss Estimation du cout en Dinard 64

Abréviations

FAA : La Fédéral Aviation Administration (FAA).

NMEA: National Marine Electronics Association.

WIFI: Wireless Fidelity

BLE: Bluetooth Low Energy

SMS: Short Message System

PWM: Pulse Width Modulation

EEPROM: Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory

TOA: Time of Arrival.

GPS: Global positioning system.

LORA: long-range wide-area network.

WIFI: Wireless Fidelity.

GSM: global system for mobile communications.

ICSP: In-Circuit Serial Programming.

UART: Universal Asynchronous Receiver-Transmitter.

Introduction

La fusée expérimentale est utilisée généralement pour des missions scientifiques, à savoir : test des charges utiles, qualification des composants aéronautiques, lancement des Nano satellites…. En outre, la mise en œuvre d'un système de récupération est primordiale à bord de ces fusées. Ce système doit être conçu selon les exigences de la mission. De nos jours, plusieurs compagnies s'intéressent au développement des systèmes fiables mais couteux afin de récupérer les données des missions effectuées.

Parmi les systèmes de récupération, par exemple : les parachutes, les hélices …. Le parachute est le système le plus utilisé à cause de son rapport qualité prix. Le parachute diminue la vitesse de descente grâce au frottement de l'air avec sa surface en produisant des forces aérodynamiques au sens inverse de sa direction. Ces derniers dépendent de la forme et de la surface du parachute.

L'objectif principal de ce travail est de faire la conception et réalisation du système de récupération d'une fusée expérimentale. Il Ya deux problématiques à traiter ; La première est le dimensionnement des parachutes de la fusée suivant le cahier de charge, et la deuxième est la conception et réalisation du système de localisation.

L'organisation de ce mémoire a été établie comme suit ; le premier chapitre consiste à décrire le concept de l'étude, en particulier des généralités sur les fusées expérimentales. Le deuxième a été dédié pour la conception et réalisation du parachute et leur banc de test. Finalement, le dernier chapitre a été consacré à la conception et la réalisation de la partie électronique du système de récupération de la fusée et nous terminons par une conclusion et quelques perspectives.

Chapitre I

I.1 Introduction

La conception et la fabrication d'une fusée expérimentale permet aux amateurs de Roketry de découvrir l'industrie et la fabrication des fusées et étudier leurs comportements dans l'atmosphère aussi leur fonctionnement.

Ce chapitre constitue une généralité sur la fusée expérimentale, dans lequel nous allons découvrir le principe de fonctionnent de chaque partie, les différents composants de la fusée, et leur impact sur la stabilité et la trajectoire de cette dernière. Ainsi, la classification des fusées suivant « La Fédéral Aviation Administration FAA ».

A la fin de ce chapitre, nous pressentons une comparaison entre les fusées expérimentales et les fusées réelles (lanceur), qui sont utilisées dans le domaine spatiale pour le lancement des charges utiles (satellites et des navettes spatiales).

I.2 Définition générales

Attitude : L'attitude de la fusée signifie son orientation par rapport à un référentiel donné.

L'angle d'incidence : Angle entre la direction de la vitesse relative et l'axe longitudinal de la fusée. Il est exprimé en degré (°) ou en radians (rad).

Le Centre de pousse : Point d'application de la résultante des forces aérodynamiques sur toutes les parties d'un corps en déplacement dans un milieu résistant.

Centre de gravité : point d'application de la résultante des actions de la pesanteur sur toutes les parties d'un corps (Poids). Dans un champ de pesanteur constant (taille de l'objet petit par rapport à la rotondité de la Terre)

L'apogée : est la plus haute altitude que peut la fusée l'atteint quand sa vitesse verticale est nulle.

Stabilité active : Notion d'analyse de la stabilité d'une fusée en s'intéressant à sa Marge Statique. Détermination de caractéristiques de la fusée et ses composants à incidence nulle.

Stabilité passive : Notion d'analyse de la stabilité d'une fusée en observant la réponse à une perturbation (oscillations). Prise en compte de l'inertie en lacet/tangage, et de l'amortissement aérodynamique de la fusée.

Charge d'éjection : La charge d'éjection est la principale méthode utilisée pour déployer un système de récupération lorsque votre fusée atteint son apogée. La charge d'éjection est une partie du moteur remplie de poudre noire.

I.3 La fusée expérimentale

Est une fusée de petite taille, conçue pour être lancée et récupérée afin de faire des études et des expériences purement scientifiques, elle utilise généralement des moteurs à propergol solide. La figure ci-dessus représente un modèle exemple de fusée expérimentale (Voir figure1). [6]



Figure I-1 la fusée expérimentale

I.4 Les composants de la fusée expérimentale

I.4.1 Le nez de la fusée

Est le sommet de la fusée, connecté avec le tube corps de la fusée, son rôle est de diminuer la force de trainée durant le vol, il peut produire aussi la force de portance, il comporte généralement la charge utile, il existe plusieurs types des nez (Ogivale, Parabolique, Conique...).

Le tableau ci-dessous présente deux types du nez et ses caractéristiques.

Table1 les différentes types de nez et leur vitesse et force de trainée.

	Ogivale :	Parabolique :
La vitesse	Vitesse supersonique	Vitesse subsonique
La force de trainée	Augmentée	Diminuée

La figure ci-dessus représente les deux types cités au tableau :

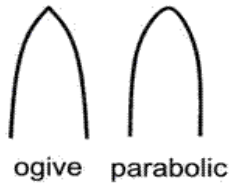


Figure I-2 les deux types connus du nez de fusée expérimentale.

I.4.2 Les ailerons

Sont des surfaces qui se trouvent au centre de poussée aérodynamique de la fusée, leur fonction est de fournir une portance qui est ni grande ni petite afin de donner une meilleure stabilité et assurer une trajectoire rectiligne (voir figure 3)

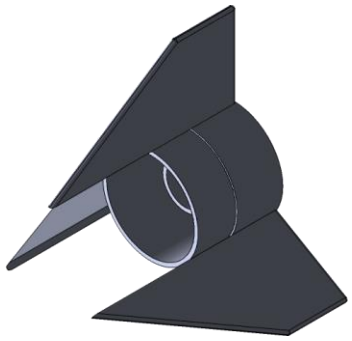


Figure 0-3 les ailerons de la fusée expérimentale

Le matériel utilisé dans leur construction doit être solide et facile à manipuler comme l'acier et l'aluminium, le nombre des ailerons d'une fusée est de 1 jusqu'à 4, ils doivent être installer symétriquement.

Il existe plusieurs formes des ailerons, nous citons : Carré, losange, delta tronqué, trapèze, flèche, triangle, tube.

Le choix de la forme des ailerons et ses dimensions est fait par l'expérimentation, de tel sorte que la portance soit bien déterminée pour permettre que la fusée soit stable et la force de trainée soit réduite. La figure ci-dessous représente les différentes formes des ailerons.

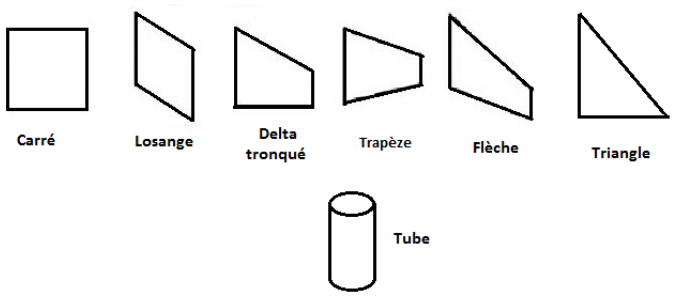


Figure I-4 les différentes formes des ailerons.

I.4.3 La section du moteur

Est un support cylindrique qui se trouve dans le tube corps, il contient le moteur solide de la fusée, cette section se compose d'un crochet métallique, son rôle est de fixer et d'empêcher le moteur solide de sortir de section, cette dernière comporte aussi des anneaux de centrage pour fixer le crochet métallique ainsi pour insérer la section moteur dans le tube corps.

Le rôle principal de cette section est d'empêcher le moteur solide de sortir de sa place au cours de sa combustion (voir figure 5). [8]

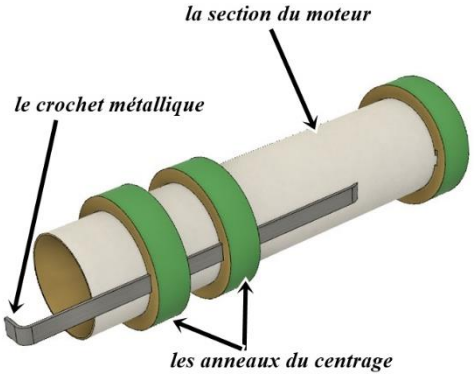


Figure I-5 la section du moteur.

I.4.4 Le corps tube de la fusée

Est un support cylindrique contient les composants principaux de la fusée :la section- moteur, le système de récupération, parfois si le nez de la fusée ne peut pas comporter la charge utile (s'il n'est pas creux ou la charge utile est plus grande que le nez) une section pour la charge utile peut se trouver dans le tube corps.

Ce corps doit être robuste et rigide pour résister aux charges aérodynamiques, à la force de combustion et à la charge d'éjection du moteur. Pour cela les matériaux suivants sont utilisés généralement dans sa construction : le tube bleu, le carton ou les tubes phénoliques kraft à cause de ses densités élevées. La figure ci-dessous représente les composants principaux du moteur-fusée.

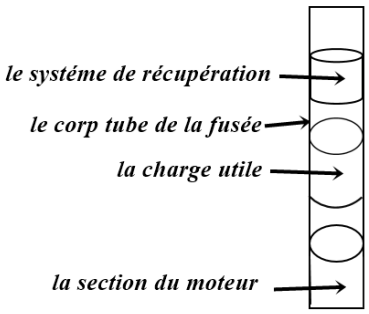


Figure I-6 le corps tube de la fusée et ces composants principaux

I.4.5 Le système de récupération

Est le système responsable de récupérer la fusée après l'injection de la charge utile, il existe plusieurs méthodes qui permettent la récupération de la fusée (parachute, hélicoptère, streamer…) le parachute est la méthode utilisée le plus souvent.

Pour les systèmes de récupération par parachute, il existe deux concepts :

I.4.5.1 Le premier concept

Est pour les fusées à faible ou moyennes altitudes (faible puissance). La fusée sera récupérée par un seul parachute, soit par séparation de la fusée ou sans séparation (voir la figure 7).



Figure I-7 le déploiement d'un parachute (avec et sans séparation)

I.4.5.2 Le deuxième concept

Concerne les fusées à hautes altitudes, le système est constitué de deux parachutes, le parachute drogue déployée à l'apogée pour ralentir la vitesse de la descente et le parachute principale pour récupérer la fusée (voir la figure 8).



Figure 08 la récupération d'une fusée avec deux parachutes

L'apogée est la plus haute altitude atteinte par la fusée, où la vitesse verticale est nulle et le système de récupération se déclenche.

Pour déterminer l'apogée, nous pouvons utiliser les composants suivants, qui peuvent se trouver dans une baie électronique mis en place dans le tube corps de la fusée

I.4.6 La baie électronique

C'est un sous ensemble dans le corps de la fusée, qui comporte des composants électroniques responsables du déploiement de la fusée et sa récupération (l'altimètre, accéléromètre, Timer, les modules GPS, Buzzer, les Leds …etc.

La figure ci-dessous représente une baie électronique.

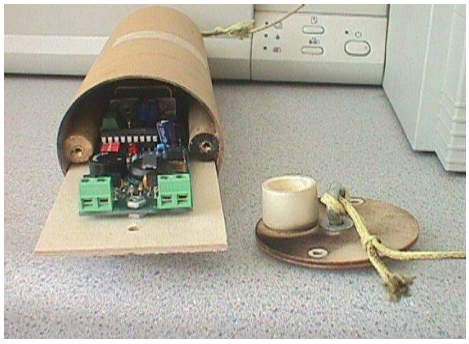


Figure I-9 la baie avionique d'une fusée

- L'altimètre électronique (Stralogger) : est un appareil qui calcule l'altitude à partir de la différence de pression atmosphérique à l'altitude voulue et la pression du sol, pour le système à double déploiement l'altimètre détermine l'apogée pour injecter le parachute drogue et l'altitude pour déclencher le parachute principal, après la détermination des altitudes qui convient, l'altimètre envoie un signal électrique à un autre système pour déclencher le déploiement des parachutes (voir figure 10)



Figure I-10un altimètre de la fusée

- L'accéléromètre : est un appareil qui calcul l'accélération de la fusée, et comme à l'apogée la vitesse verticale est égale à zéro, l'accéléromètre détermine les altitudes prédéfinies pour déclencher les parachutes (voir figure 11).

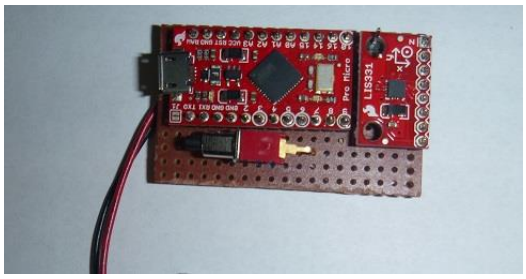


Figure I-11 un acétomètre de la fusée

- Le Timer : permet de déclencher le parachute après une période du temps de décollage.
  Il ne peut pas détecter l'apogée, donc généralement il est utilisé juste pour le parachute principal.

Pour le déclanchement du parachute nous utilisons soit une charge d'éjection relié avec un igniteur, qui sera allumer par le signal reçu d'un altimètre, accéléromètre, Timer etc, soit un ressort ou un servomoteur.

Dans les fusées expérimentales simples, la charge d'éjection se trouve dans le cylindre qui contient le moteur. Cette charge sera allumée lorsque le propergol solide arrête de bruler, donc la force de poussée est égale à zéro, cette altitude est maximale et correspond à l'apogée.

I.4.7 Le moteur - fusée

Le moteur-fusée fournit la force de poussée nécessaire pour le vol de la fusée.

Dans une fusée expérimentale le moteur à propergol solide est utilisée. Ce type de moteur contient du combustible et de l'oxydant, qui sont mélangés et emballés dans le tube du moteur, qui se trouve dans la section-moteur. Les tuyères utilisées sont généralement faites d'argile ou de céramique, afin de résister à la température des gaz dégagés. Le propergol utilisé s'allume par un allumeur externe,

Il existe deux principaux types de moteur-fusée :

I.4.7.1 Les moteurs à usage unique

Sont les plus facile à utiliser et n'ont pas une restriction d'âge, ils sont moins couteux, mais sont utilisés beaucoup plus par des débutants, ils sont disponibles en propergol en poudre noir ou en composite.

I.4.7.1.1 Les moteurs en poudre noire

Sont utilisés principalement pour les fusées les moins puissantes, ils sont constitués d'un tube de papiers qui contient de la poudre noire, des tuyères d'argile, une charge de retard et une charge d'éjection. Ils sont faciles à utiliser et permettent de produire la poussée pour une seule mission.

La figure suivante représente les composants d'un moteur en poudre noire.

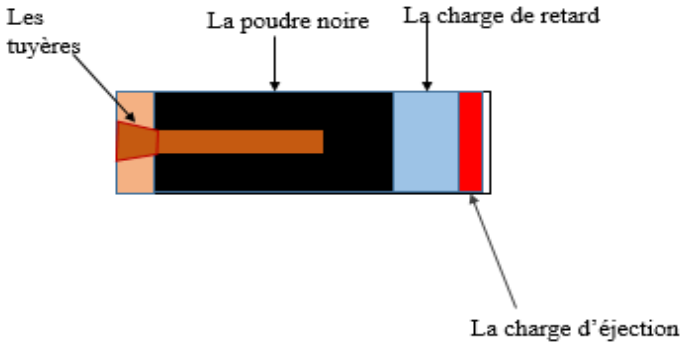


Figure I-12 le moteur fusée en poudre noire

Avec un allumeur externe qui se met dans les tuyères, la poudre noire s'allume, la force de poussée sera produit, et la fusée sera lancée. Après l'écoulement de la poudre noire, la charge de retard s'allume et permet à la fusée d'atteindre son altitude maximale, elle forme aussi une trainée de fumées pour nous permettre de suivre le vol, après sa consommation la charge d'éjection s'allume et le système de récupération se déploie.

I.4.7.1.2 Les moteurs en composite

Sont fabriqués à partir d'un plastique haute température et d'un combustible qui est une pastille de matériau semblable à du caoutchouc, similaire à celui utilisé dans les moteurs d'appoint de la navette spatiale.

Le combustible d'un moteur composite est environ trois fois plus puissant que la poudre noire, ce qui permet de fabriquer des moteurs de puissance équivalente dans une taille plus petite. Les composants internes des moteurs composites sont à peu près les mêmes que ceux des moteurs à poudre noire, à l'exception de la tuyère et du corps du moteur qui sont moulés dans un plastique à haute température. Le corps du moteur contient le carburant, une charge de retard et la charge d'éjection.

Ils sont plus difficiles à utiliser, plus couteux mais plus stables, et peuvent être utilisés par les moteurs rechargeables (voir figure 13).



Figure I-13 le moteur fusée a propergol composite

I.4.7.2 Les moteurs composites rechargeables

Ils sont assemblés dans un boîtier en aluminium. Après avoir vider et nettoyer le boitier, il est réutilisable et peut être réassemblé avec une nouvelle tuyère, un nouveau carburant, une nouvelle charge de retard et une nouvelle charge d'éjection et être utilisé à nouveau.

Ces moteurs sont moins chers pour plusieurs utilisations, et ont un faible taux des accidents. Ils sont utilisés juste en propergol composite. Ils sont utilisés pour les fusées de grande puissance et par des experts (voir figure 14).

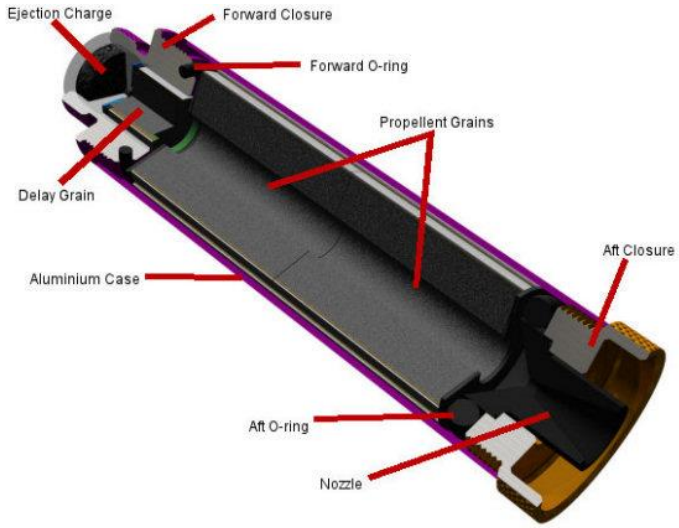


Figure I-14 le moteur fusée réutilisable

I.4.7.3 Classification des moteurs

Pour classer ces moteurs existe un code spécifique pour chaque moteur exemple C 6-5:

- La première lettre spécifiant l'impulsion totale du moteur en newton.
- Le premier nombre spécifiant la poussée moyenne du moteur.
- Le deuxième nombre spécifiant la charge de retard.

La table suivante représente les lettres standards qui définissent l'impulsion totale selon l'ordre alphabétique. [9]

Table 2 Classification des moteurs solides selon leurs impulsions totales

La classe	L'impulsion totale (newton-seconds)
A	1.26-----2.5
B	2.5------5

C	5-------10
D	10------20
E	20------40
F	40-------80
G	80-------160
H	160------320
I	320-----640
J	640------1280
K	1280-----2580
L	2580-------5120
M	5120------10240
N	10240-----20480
O	20480-------40960
P	40960--------81920
Q	81920-------163840

I.5 Les phases de vol d'une fusée

Le vol d'une fusée passe par un certain nombre de phases dès le lancement jusqu'à la récupération. La connaissance de ces phases nous permet de mieux comprendre le vol d'une fusée pour prendre les meilleures décisions concernant la construction de la fusée. [11]

La fusée soumis à trois phases principales au cours de son vol :

- **La phase de poussée :** c'est la première phase de vol, commence depuis la mise en feu de son moteur jusqu'à la fin de son combustion, la fusée quitte la rampe de lancement qui la guide au début puis elle est livrée à elle-même. Cette phase est la phase qui demande le plus de puissance et d'énergie.
- **La phase balistique :** c'est la deuxième phase de vol, commence après la combustion totale du moteur et quand le moteur ne peut plus produire de la puissance, la fusée atteint son altitude maximale (l'apogée) et se soumis juste à la force de trainée et le poids.

- **La phase de récupération (la descente sous parachute) :** C'est la dernière phase du vol, la fusée va de son apogée jusqu'au sol à travers le parachute qui va être éjecté au début de la phase.

  La figure suivante illustre les phases de récupération.

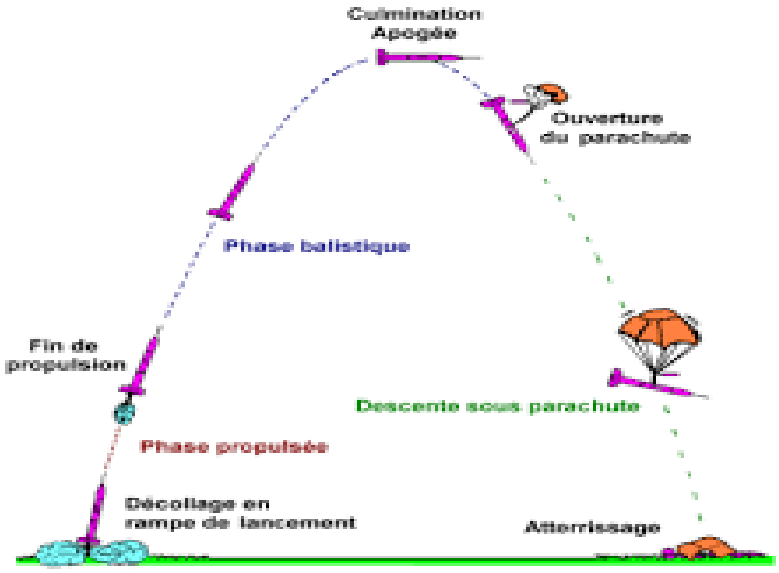


Figure I-15 les phases de vol d'une fusée expérimentale

I.6 Les forces exercées sur une fusée

Au cours de son vol, la fusée subit de trois forces :

I.6.1 Le poids

S'applique au centre de gravité de la fusée verticalement vers le sol, se décompose suivant deux axes longitudinale et latérale de la tube corps avec :

$$\vec{P} = \overrightarrow{P_A} + \overrightarrow{P_N} \qquad (1)$$

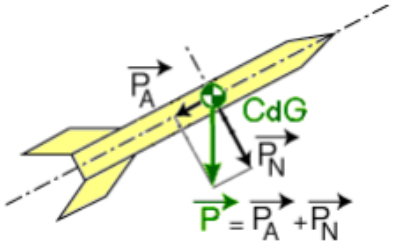


Figure I-16 le centre de gravité de la fusée[11]

I.6.2 La poussée du moteur

C'est la force produite par le moteur-fusée. Selon la troisième loi de newton c'est la force responsable de la poussée de la fusée en l'air. Cette force s'applique au milieu du moteur de la fusée et selon l'axe longitudinal (voir figure 17)

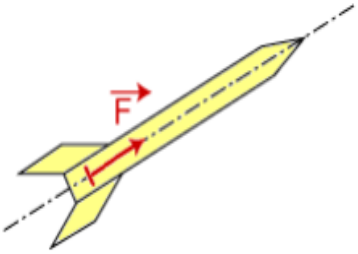


Figure I-17 La poussée du moteur de la fusée [11]

I.6.3 Les forces aérodynamiques

I.6.3.1 La trainée

Est une force aérodynamique produite quand la fusée approfondit dans l'aire, c'est la résistance de la fusée quand elle pénètre l'aire. Appliquée au centre de poussée aérodynamique, sa direction et opposée à celle du mouvement, influe sur la trajectoire de la fusée, elle dépend surtout aux éléments suivants:

- Le maitre-couple de la fusée qui est la surface de la fusée vue par l'aire en mouvement.
- La forme de la fusée c'est-à-dire la forme des composantes de fusée (la forme des ailerons, du nez…).
- L'état de la surface de la fusée est ce qu'elle est vernie par une autre Matière.
- La vitesse de la fusée
- La forme et l'état de la surface produit le coefficient de trainée CA, alors l'expression aérodynamique de la force de trainée est :

$$R_A = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_A \cdot s \cdot v^2 \qquad (2)$$

C_A: Le coefficient de trainée.

ρ : La masse volumique de l'aire.

s : Le maitre-couple de la fusée.

V : la vitesse du vent relatif.

I.6.3.2 La portance

Appliquée au centre de poussée aérodynamique (CP), elle est perpendiculaire au sens du mouvement, produite si la fusée est en incidence, elle définit la stabilité de la fusée.

Les ailerons le nez et le tube corps de la fusée sont les composants qui peuvent générer cette force son expression aérodynamique est :

$$R_N = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot s \cdot C_N \cdot v^2 \qquad (3)$$

ρ : la masse volumique de l'aire

v : la vitesse de l'aire relatif.

C_N: Le coefficient de portance

s: La surface du parachute

Le bilan des forces appliquées sur la fusée expérimentale :

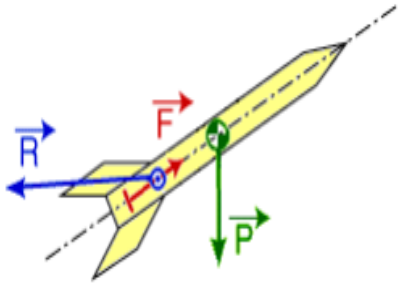


Figure I-18 Le bilan des forces appliquées sur la fuse expérimentale [11]

Le poids P : force verticale appliquée au centre de gravité, définie avant le lancement de la fusée, elle dépend de la masse de la fusée en tenant compte la masse de la poudre noire brulée

La poussée du moteur F : appliqué selon l'axe longitudinale sur la plaque du moteur, elle change selon le type du moteur, elle n'influence pas sur la stabilité de la fusée.

Les forces aérodynamiques R (la résistance de l'air): qui se décomposent au force de trainée et de portance appliqué au centre de poussée aérodynamique, elles sont créés si la fusée est en interaction et en contact avec l'air, elles influencent sur la stabilité de la fusée et ses performances.

I.6.4 Dynamique du vol

Les trois forces précédentes définissent le comportement de la fusée au cours de son vol.
Les forces qui suivent l'axe longitudinale provoquent le mouvement du centre de masse de la fusée dans l'espace, donc ces forces vont définir le déplacement et la trajectoire de la fusée.
Les forces qui suivent l'axe latérale vont tourner la fusée autour d'elle-même donc autour de son centre de masse, elles vont définir la stabilité de la fusée.

I.6.5 Les forces durant les phases de vol

- **La phase propulsée :**

Durant cette phase les forces existées sont le poids et la poussée, la direction de la poussée est opposée du celle du poids, l'accélération est pratiquement constante, la vitesse est faible, et parce que les forces aérodynamiques sont en fonction de la vitesse donc l'amplitude de ces forces est très faible, à la fin de cette phase nous remarquons une diminution de l'amplitude de la force du poids qui due à la combustion du moteur.

- **La phase balistique :**

Dans cette phase la force de poussée est nulle, la force du poids reste constante.
Un décroit de l'accélération est remarqué, jusqu'à son annulation à l'arrivée de l'apogée (altitude maximale), donc la fusée subit un décroit de force de trainée durant la phase.

- **La phase de récupération :**

Au début de cette phase, la vitesse augmente, cette augmentation entraine une croissance de trainée jusqu'à ce qu'elle soit égale avec la force du poids. À la fin de la phase, la vitesse sera constante et l'altitude diminue jusqu'à l'atterrissage de la fusée

I.6.6 La stabilité de la fusée

Une fusée est dite stable si elle conserve son altitude en maintenant l'axe longitudinale aligné avec le vent relatif, si non un angle d'incidence est produit entre l'axe longitudinale et le vent relatif, dans ce cas-là on dit que la fusée est en incidence. [11]

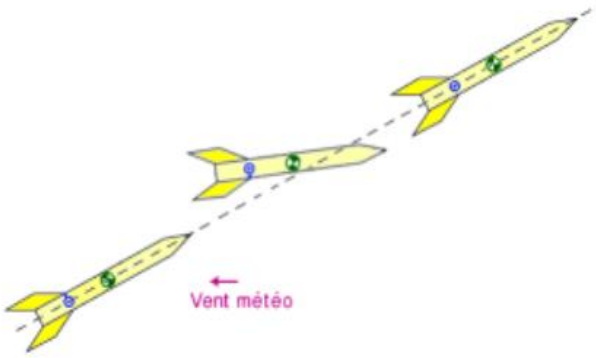


Figure I-19 La stabilité de la fusée [11]

Les forces qui contribuent à la stabilité de la fusée sont les forces qui suivent l'axe latérale , la portance $R_N$et la composante du poids P_N , la portance varie avec la vitesse au carrée donc le facteur d'importance de la portance est très élevé par rapport au poids donc parlant sur la stabilité de la fusée la force du poids est négligeable et la force responsable de la stabilité est la portance.
Plus précisément la rotation de la fusée en elle-même crée dépend le moment du portance sa valeur est la valeur de la force de portance multiplie fois la marge statique.

Le marge statique MS est la distance entre le centre de gravité et le centre de pousse aérodynamique elle est compté positive si le centre de masse est en avant du centre de poussée.

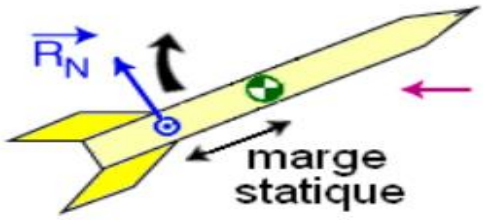


Figure I-20 La marge statique de la fusée [11]

I.6.7 Les situations possibles de vol :

I.6.7.1 L'instabilité :

C'est le cas où la marge statique est négative, donc le moment de portance sera négatif, c'est à dire le centre de poussée est en avant du centre de masse, la force de portance va éloigner la fusée de son trajectoire et la fusée fera une série de looping avant qu'elle sera tombée au sol.

I.6.7.2 L'indifférence

C'est la situation entre la stabilité et l'instabilité dans ce cas la marge statique est égale à zéro ou presque zéro, le centre de masse est confondu avec le poussé aérodynamique, le moment de portance est très faible, la fusée va errer de son trajectoire aux des positions quelconques.

I.6.7.3 La stabilité

Le centre de poussée est en arrière du centre de gravité de la fusée, le moment de portance entraîne la fusée qui revient vers sa position initiale. Une fois la fusée dans cette position, la force de portance s'annule.

La stabilité d'une fusée est très importante pour qu'elle reste dans sa trajectoire pour cela là il faut déterminer la position de centre de gravité (CG) et le centre de poussée (CP).

Pour qu'une fusée vole d'une façon stable il faut que la distance entre le (CG) et le (CP) (la marge statique) doit être égale ou supérieur au calibre qui est le diamètre maximal du tube corps.si cette distance est supérieure de 5 calibre la fusée vole d'une façon instable. [11]

I.7 La correction d'un vol instable

Pour corriger un vol instable et le rendre stable nous pouvons influencer sur la distance entre le centre de gravité (CG) et le centre de poussée (CP) en influençant sur le design et les composants de la fusée d'une façon que ce dernier soit en arrière de (CG) et la distance entre eux doit respecter la condition de stabilité.

Pour déplacer le centre de gravité nous pouvons jouer sur le poids de la fusée pour essayer de balancer la masse au tour du centre de gravité:

- Ajouter ou enlever une masse du nez de la fusée.
- Distribuer la charge utile dans le tube corps pour balancer la fusée.
- Augmenter ou diminuer la longueur de la fusée….

Pour changer le centre de poussée :

- Augmenter ou diminuer la taille des ailerons.
- Changer la forme des ailerons.
- Augmenter ou diminuer la longueur de la fusée.

I.8 Les classifications des fusées

L'administration fédérale de l'aviation FAA (the federal aviation administration) classe les fusées aux trois classes [18]

I.8.1 Les fusées expérimentales de classe 1 (fusées pour modèles réduits)

Sont des fusées fabriquées en plastique, caoutchouc, bois, carton... et ne peuvent contenir aucune pièce métallique

Cette classe comprend tous les fusées de faible puissance (moteur à impulsion 1/4A - D) et la plupart des fusées de puissance moyenne (moteur à impulsion D - G), le lancement de cette classe des fusées ne demande pas la permission de la FAA.

Selon la FAA, ces fusées doivent

- N'utilise pas plus de 125 grammes (4,4 onces) de propergol.
- Utilise un propergol à combustion lente.
- Est fait de papier, de bois ou de plastique cassable ;
- Ne contient aucune pièce métallique importante
- Ne pèse pas plus de 1 500 grammes (53 onces), y compris le propergol.

I.8.2 Les Fusées de classe 2 (fusées de haute puissance)

Sont des fusées de haut puissance, ils ne sont pas limités par leurs poids ou le matériel de fabrication ils sont classifiées selon le type de moteur qui doit être de type H à O.

La définition exacte par la FAA est la suivante :

Fusée de grande puissance qui est propulsée par un ou plusieurs moteurs ayant une impulsion totale combinée de 40 960 Newton-secondes (9 208 livres-secondes) ou moins.

I.8.3 Les fusées de classe 3 (fusées de haute puissance avancée)

Sont des fusées avec une haute puissance avancée, ne peuvent plus être décrites comme des moteurs de classe P à S.

« Pour le lancement des fusées de classe 2 ou de classe 3 il faut obtenir une autorisation de la FAA ».

I.9 La différence entre une fusée expérimentale et une fusée réel (lanceur)

Le terme lanceur est utilisé pour les fusées à haute puissance qui sont utilisées pour les missions spatiales pour mettre des navettes spatiales en orbite correct donc un échec dans la conception ou la fabrication d'un lanceur peut détruire une mission complète qui est une perte des ressources humaines et financières (voir figure 21).

Le tableau suivant détermine la différence entre une fusée expérimentale et un lanceur :

Table 3 Comparaison entre la fusée expérimentale et le lanceur

	La fusée expérimentale	Le lanceur
Le rôle	Utilisée par les amateurs de rookery pour étudier et faire des expériences scientifiques.	Lancer et mettre en orbite les navettes spatiales comme les satellites pour des missions bien précisées.
Le cout de fabrication	Faible cout (à partir de 60 dollars).	Un cout très élevé, des composants chères et un cout de lancement qui peut arriver au 90 millions dollars
Le vol	Généralement dans l'atmosphère terrestre.	Vol hors l'atmosphère, le lanceur arrive jusqu'à l'orbite voulu
Les forces aérodynamiques	La trainée et la portance sont très importantes et ont un rôle dans sa stabilité.	Ils sont pas très importantes
La stabilité	Une stabilité passive sans contrôle	Stabilité active avec contrôle et avec un système de contrôle
La propulsion	Un moteur à propergol solide choisi selon le besoin	Tout un système de propulsion comporte un moteur à propergol solide ou liquide, pompes et une chambre de combustion son moteur peut bruler jusqu'à 10 min dans l'orbite.



Figure I-21un lanceur réel.

I.10 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons expliqué les différentes composantes de la fusée expérimentale et leur rôle dans le domaine aéronautique. Par conséquent, nous allons voir plus de détails dans les chapitres qui suive en particulier le système de récupération à base de parachute et les différentes contributions effectués dans le cadre d'un projet fusée expérimentale réel ; dimensionnement des parachutes, conception et réalisation de la partie électronique du système de récupération etc.

Chapitre II

II.1. Introduction

La récupération avec parachute est l'une des méthodes utilisée pour la récupération des fusées, dans notre projet nous l'utilisons pour la récupération de la fusée expérimentale et l'injection de la charge utile pour la protéger de l'endommagement, cette méthode est basée sur la force aérodynamique (la force de trainée) qui amorti le système au cours de sa chute pour minimiser l'impact au sol.

Dans ce chapitre nous abordons les principes et les méthodes appliqués pour construire et dimensionner un parachute, en se basant sur l'équation de la force de trainée et quelques principes de l'aérodynamiques, puis un banc de test qui fonctionne à base d'un système embarqué qui a été réalisé pour estimer le choc d'ouverture d'un parachute prototype et déterminer son coefficient de trainée.

II.2. Définition du parachute

Un parachute est un dispositif flexible, qui fournit une force de trainée produite sur la surface de trainée pour amortir le système lié au parachute afin de le récupérer.



Figure II-1 le parachute de récupération.

II.3. Les forces appliquées sur un parachute

Après le déploiement d'un parachute deux forces s'exercent sur le système, le poids P qui agit sur le système à récupérer (la fusée) et la force de trainée D (Drag) qui est caractérisée par le coefficient de trainée de la voile.

Le poids P est dirigé vers le centre de la terre. La force de trainée est une force aérodynamique opposée à la direction du vol.[22]

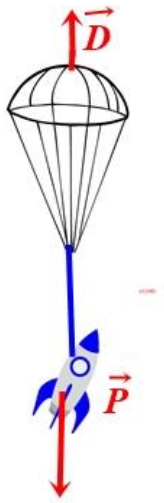


Figure II-2 la force de poids et de trainée au moment de l'ouverture

A l'instant de son ouverture t0 la force du poids est maximale elle est plus grande que la force de trainée, puis au cours de son vol la vitesse va augmenter jusqu'à ce qu'elle devienne constante, cette constante représente la vitesse terminale du parachute.



Figure II-3 les forces au cours de la chute.

II.4.Les composants d'un parachute

Le parachute est composé principalement d'une voile (circulaire, rectangulaire…), le choix de la forme diffère selon la force de trainée, le coefficient de trainée, la vitesse terminale. Parmi les

matériaux utilisés dans la fabrication des voiles, il y a le nylon qui est : plus résistant à l'air, a un séchage rapide, léger, élastique, moins perméable. Il Ya aussi le kevlar utilisé pour sa flexibilité et sa résistance à la chaleur …le rôle de cette voile est de créer une surface de trainée permettant l'amortissement de la fusée.

Le parachute est relié avec la fusée avec une corde de choc. Des fils de suspension très résistants, généralement fabriqués avec le nylon, leur longueur doit respecter la relation suivante (D/L=1 jusqu'à 2 avec D est le diamètre du parachute) et qui sont reliés à la voile avec la corde.

Les composants supplémentaires :

Le parachute de drogue : est un parachute plus petit utilisé pour l'amortissement initial et la stabilisation de la fusée reliée avec le parachute principal avec une corde.

Les fils de reefing : pour stabiliser le parachute durant son déploiement et donner une forme bien définie au voile du parachute, ils sont utilisés si nous avons des voiles cruciformes.

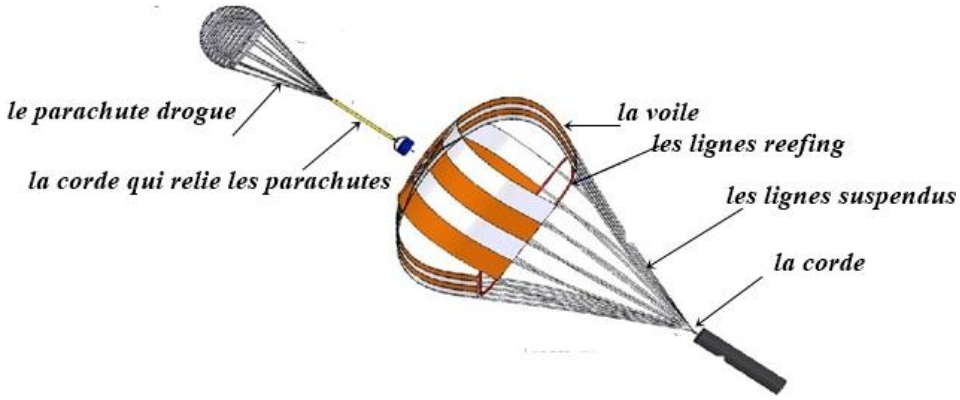


Figure II-4 Les composantes d'un parachute de récupération.

II.5Les types de parachutes

II.5.1Le parachute hémisphérique

Est un parachute avec une voile circulaire, ce type a la vitesse terminale la plus basse, donc un coefficient de trainée plus élevé. La surface de la voile est calculée par l'équation suivante :

$s = d \cdot 2 \cdot \pi / 4$	*(1)*

- d : le diamètre du parachute.

La figure ci-dessus représente un exemple de parachute hémisphérique.



Figure II-5 le parachute hémisphérique.

II.5.2Le parachute cruciforme

Sa voile est composée de 5 carrés, il est plus efficace dans les grandes vitesses, plus la vitesse est grande plus son ouverture est meilleure, il a un coefficient de trainée faible, sa surface est calculée par la relation :

$s = 5.l^2$	*(2)*

- l : le diamètre du parachute sur 3

La figure ci-dessus représente un exemple de parachute cruciforme.



Figure II-6 Le parachute cruciforme

II.5.3Le parachute carré

Sa voile est un carrée, son coefficient de trainée est moyen par rapport aux autres types de parachutes ; sa surface est calculée par la relation :$s = L^2$ avec L est la largeur du parachute.



Figure II-7 Le parachute carré.

II.6Etude comparative des différents types de parachute

Ces trois types de parachutes sont très utilisés dans le domaine de récupération, chaque parachute de ces types a des inconvénients et des avantages par rapport à l'autre, le choix du type du parachute est fait après l'étude de chaque type et selon la mission [22]. Le tableau ci-dessous représente une étude comparative entre les trois types de parachutes :

Table 4 comparaison entre les types de parachutes

Les types de parachute	Rectangulaire	Cruciforme	Hémisphérique
La construction	Très facile à construire	Assez facile à construire	Un peu difficile à construire

Le Cd	Le Cd moyen	Le Cd inférieur	Le Cd supérieur
La stabilité	Le moins stable	Plus stable	moins stable

II.7 Dimensionnement du parachute

Pour dimensionner un parachute il faut prendre en considération qu'il doit être résistant au choc lors de son déploiement et la fusée doit être récupérée d'une vitesse terminale bien déterminée pour éviter de l'endommager [23].

Le dimensionnement d'un parachute est fait en utilisant l'équation :

$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_d \cdot s$ …..1	*(3)*

- D : est la force de trainée appliquée au système.
- ρ : est la densité de l'air qui diminue avec l'augmentation de l'altitude mais nous la considérons comme étant constant à l'instant d'ouverture.
- V : la vitesse du système.
- c_d : le coefficient de trainée, dépend de la forme de la voile, la vitesse terminale du système.
- S : la surface de la voile.

Après le déploiement du parachute a un instant t la force de trainée sera égale au poids donc la vitesse sera égale à la vitesse terminale qui est constante donc :

$P = D = m \cdot g$	*(4)*
$\mathrm{m} \cdot \mathrm{g} = \frac{1}{2} \cdot \mathrm{C_d} \cdot \mathrm{v_t^2} \cdot \mathrm{s} \cdot \rho$	*(5)*

- g : la gravité
- v_t :la vitesse terminale
- m : la masse du système (la masse du parachute + la masse de la fusée)
- Selon l'équation 2 nous pouvons calculer la surface du parachute

$\mathrm{s} = \frac{2 \cdot \mathrm{m} \cdot \mathrm{g}}{\rho \cdot \mathrm{c_d} \cdot \mathrm{v_t^2}}$……2	*(6)*

La vitesse terminale est choisie de telle sorte que le frottement de la fusée avec le sol ne provoque aucun endommagement du système.

Le coefficient de trainée sera choisi selon la forme du parachute pour les parachutes full-scale :

Table 5 le coefficient de trainée selon le type

La forme du parachute	Le coefficient de trainée
Circulaire	0.78
Rectangulaire	0.73
Cruciforme	0.70

Remarque : Pour les parachutes de petite taille le coefficient de trainée se détermine expérimentalement.

II.8 .Le système de parachute

Dans notre système de récupération il existe trois phases pour assurer une récupération intacte :

- Phase 01 : à l'apogée (la vitesse verticale est nulle) la descente de la charge utile doit être effectué avec une vitesse terminale de 5m/s.
- Phase 02 : après 2 secondes du déploiement du parachute de la charge utile, l'ouverture du parachute de drogue avec une vitesse terminale de 35m/s.
- Phase 03 : la descente du parachute principal avec une vitesse 20m/s.

II.9.Les parachutes du système de récupération de la fusée

Dans notre système de récupération nous avons dimensionné trois parachutes ; chaque parachute correspond à une phase de récupération :

- Le premier parachute est dédié à la récupération de la charge utile,
- Le deuxième parachute (Drogue) est un amortisseur de vitesse. Il se déploie après 2s du déploiement du premier parachute, il est attaché à la fusée et au parachute principal.
- Le parachute principal est responsable de la récupération de la fusée afin d'éviter son endommagement au moment d'impact avec le sol. Le déploiement de ce parachute se fait à une altitude de 2000m.

D'après les vitesses de descente exigées par notre cahier de charge, nous avons des vitesses moins élevées. Pour cela, nous utilisons des chutes de type hémisphérique.

En utilisant l'équation 1 pour calculer la surface des parachutes puis avec l'équation du diamètre nous calculons le diamètre de chaque parachute.

Nous utilisons le coefficient de trainée typique d'un parachute hémisphérique qui est égale à 0.78, et une densité de l'air de 1.167kg/m² à une altitude de 500 m, et 1.007 kg/m² à une altitude de 2000m aux conditions normales de la pression et de température (1013.25 Pha,0C).

Selon le cahier de charge les vitesses terminales ne doivent pas dépasser les valeurs suivantes : 5m/s pour la charge utile, 35m/s la vitesse terminale du deuxième parachute et 20 m/s pour le parachute principal. Par contre d'après l'héritage des différents projets de fusée cette vitesse est fixée à 8 m/s afin d'assurer une bonne descente de la fusée [24].

Pour le dimensionnement des trois parachutes, nous avons développé une note de calcul en utilisant le logiciel MS Excel qui nous permet de faire le dimensionnement de n'importe quel parachute. Dans ce cas, il suffit juste d'introduire les bons paramètres. Comme c'est mentionné dans les figures qui suivent

- **Dimensionnement du parachute principal :**

les constants:		
l'accéleration:	9.81	m/s^2
la densité:	1.007	kg/m^2
les paramétres du parachute:		
le coeffficient Cd	0.78	
les exigences du déploiment:		
la masse :	14	kg
la vitesse terminale:	11	m/s
la surface du chute :	2.890	m^2

$$S = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_d \cdot v_t^2}$$

	A	B	C
1	la surface:	le diamètre:	
2	2.89	1.92	

Figure II-8 Note de calcul du parachute principal

- **Dimensionnement du parachute drogue**

les constants:		
l'accéleration:	9.81	m/s^2
la densité:	1.167	kg/m^2
les paramétres du parachute:		
le coeffficient Cd	0.78	
les exigences du déploiment:		
la masse :	14	kg
la vitesse terminale:	15	m/s
la surface du chute :	1.341	m^2

$$S = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_d \cdot v_t^2}$$

Figure II-9 Note de calcul du parachute drogue

- **Dimensionnement du parachute de la charge utile**

les constants:		
l'accéleration:	9.81	m/s^2
la densité:	1.007	kg/m^2
les paramétres du parachute:		
le coeffficient Cd	0.78	
les exigences du déploiment:		
la masse :	3.5	kg
la vitesse terminale:	5	m/s
la surface du chute :	3.497	m^2

$$S = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_d \cdot v_t^2}$$

J14

	A	B	C
1	la surface:	le diamètre:	
2	3.497	2.11	
3			
4			

Figure II-10 Note de calcul du ***parachute de la charge utile***

II.10 Le test du parachute

Dans la phase de récupération d'une fusée le parachute est le composant le plus important pour éviter la destruction de la fusée. Donc il est indispensable de le tester avant le lancement de la fusée afin d'éviter les problèmes de son déploiement (choc, peut pas déployer, le parachute ne s'ouvre pas etc.) pour cela il faut faire plusieurs tests sur les parachutes avant de les utiliser (des tests surs : le tissus et sa densité, le temps de l'ouverture, la résistance des lignes suspendues, atténuation du choc etc.). Ce qui nécessite des moyens spécifiques pour la validation de ces tests.

Dans notre cas, nous avons réalisé un banc de test de parachute qui nous permet de valider son temps d'ouverture et de mesurer le coefficient de drag en mesurant la force exercée sur la fusée lors de son déploiement.

II.11 Le banc de test du parachute

Le banc de test développé est constitué d'une structure mécanique sur laquelle nous avons fixé une ventouse magnétique (afin de maintenir le poids attaché au parachute), un tuyau PVC dans lequel se loge le parachute, un bouton poussoir qui permet de couper l'alimentation de la ventouse magnétique pour le déploiement du parachute et un système embarqué qui est fixé entre le poids de test et le parachute qui permet de mesurer la force exercée par le parachute sur le poids de test en temps réel, ces données sont reçues dans un PC via une liaison sans fil de type radio et visualisées dans une interface graphique (Arduino Tracer). La figure ci-dessous représente le banc de test développé.

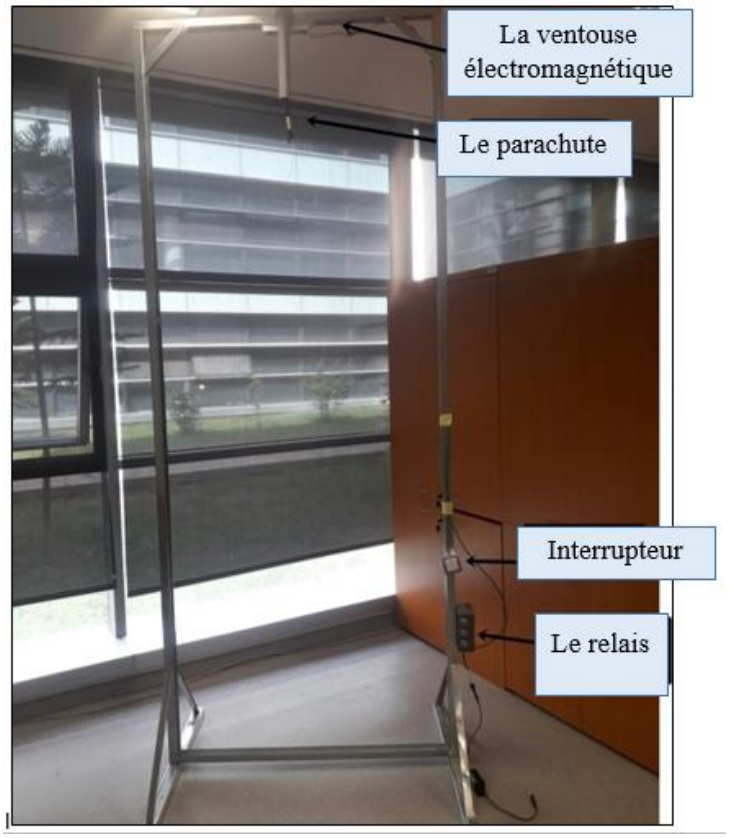


Figure II-11 le banc de test réalisé

II.11.1Le parachute

Le parachute utilisé dans ce test est un parachute circulaire avec un diamètre de 0.5 m.

Le parachute est plié dans un tube PVC attaché à la structure.



Figure II-12 le parachute utilisé pour le test.

II.11.2 La ventouse électromagnétique

Est un système de verrouillage qui fonctionne à rupture de courant, composé de deux plaques, la première est installée sur la structure du banc de test, et l'autre contre plaque est reliée avec le parachute.

La ventouse est commandée par un interrupteur et un relais, lorsque l'interrupteur est ouvert une tension de12 V est délivrée pour l'alimentation de la ventouse et lorsque l'interrupteur est fermé, le circuit est ouvert et la contre plaque de ventouse sera libérée et le parachute se déploie.

La figure ci-dessous représente le schéma électrique du montage qui permet la commande de la ventouse électromagnétique.

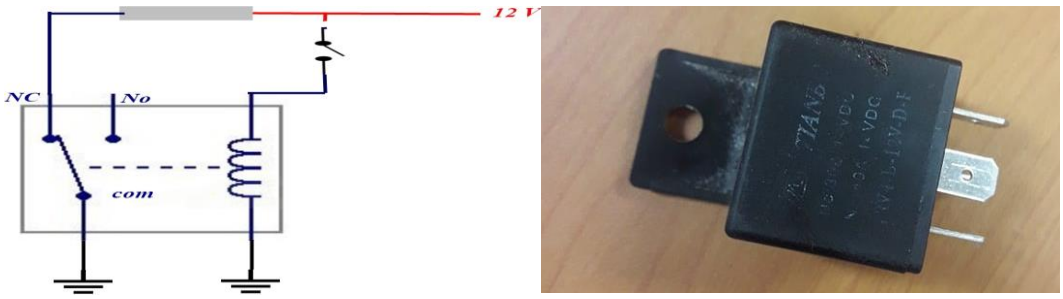


Figure II-13 le montage électrique.de la ventouse électromagnétique.

La ventouse électromagnétique est alimentée par une tension continue de 12V, elle est reliée avec le contact NC d'un relais de 12 V, le relais commandé électriquement par un interrupteur, lorsque nous avons fermé l'interrupteur une tension traverse la bobine donc les contacts de relais se commutent entre eux et la tension entre les bornes de ventouse devient nulle, donc la contre plaque de ventouse est libérée avec le parachute.

Pour l'alimentation de la ventouse nous avons utilisé un chargeur de 12V comme c'est mentionné dans la figure qui suit.



Figure II-14 le chargeur utilisé 12V

II.12 Le système d'acquisition des données durant la chute du parachute

Nous avons développé le système embarqué du banc de test du parachute à base d'Arduino nano, un capteur de force, circuit de conditionnement HX711, bouton poussoir, un émetteur sans fil et une batterie. La Figure ci-dessous représente le schéma bloc du système embarqué.

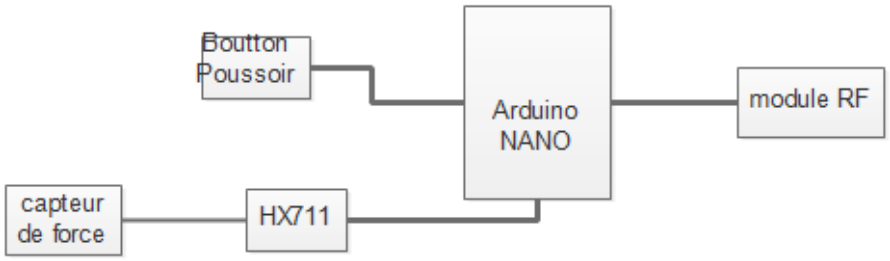
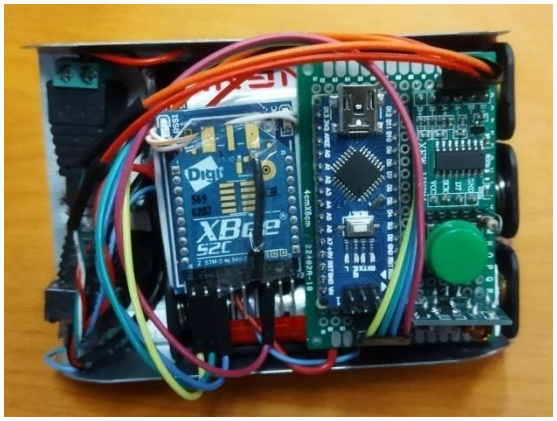


Figure II-15 le montage au côté émetteur.

La force d'ouverture et les variations de la force de trainée sont déterminées par le capteur de force qui est relié avec un convertisseur HX711 et seront envoyées à travers les modules RF au Pc, pour cela les composants cités précédemment sont interfacés par un Arduino NANO.

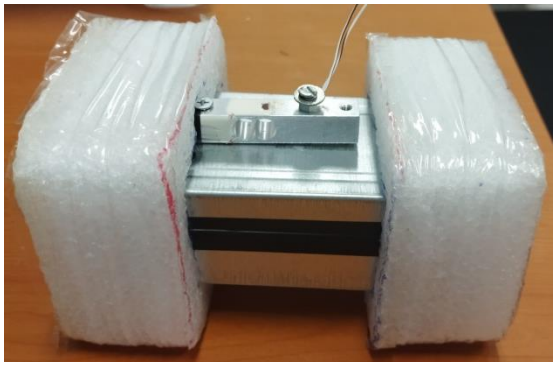
Afin de protéger le système embarqué développé des chocs dus à l'impact avec le sol durant les expériences, nous avons utilisé un revêtement avec de la mousse d'emballage comme c'est mentionné dans la figure.



le système d'acquisition des données du banc de test



Encapsulation du montage dans un boitier métallique



Protection du montage contre le choc de l'impact avec le sol en utilisant la mousse





Montage dans le banc de test

Figure II-16 le système embarqué du banc de test

A propos du système embarqué responsable de la réception des données du banc de test dans le PC, nous avons connecté un Arduino UNO avec un module de réception radio. Ce dernier reçoit les données en utilisant une liaison sans fil et il les transmet au PC en utilisant une communication série RS232. Ensuite, ces données sont affichées sous forme de courbe dans une interface graphique d'Arduino traceur. La figure ci-dessous représente un schéma block du système embarque développé.

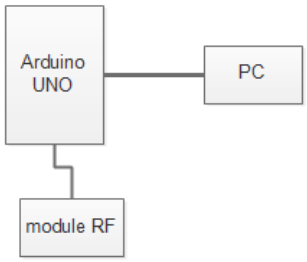


Figure II-17 le système embarque de la réception des données du banc de test

II.13Le Logigramme du programme

Le logigramme de la figure représente le fonctionnement du système embarqué du banc de test. En premier temps, nous commençons par l'initialisation de l'interface HX711, le capteur de force et le module radio. Ensuite nous passons à la calibration du capteur de force une fois le bouton poussoir appuyé. Et à la fin, l'acquisition des données de force et leurs transmissions via le module radio périodiquement.

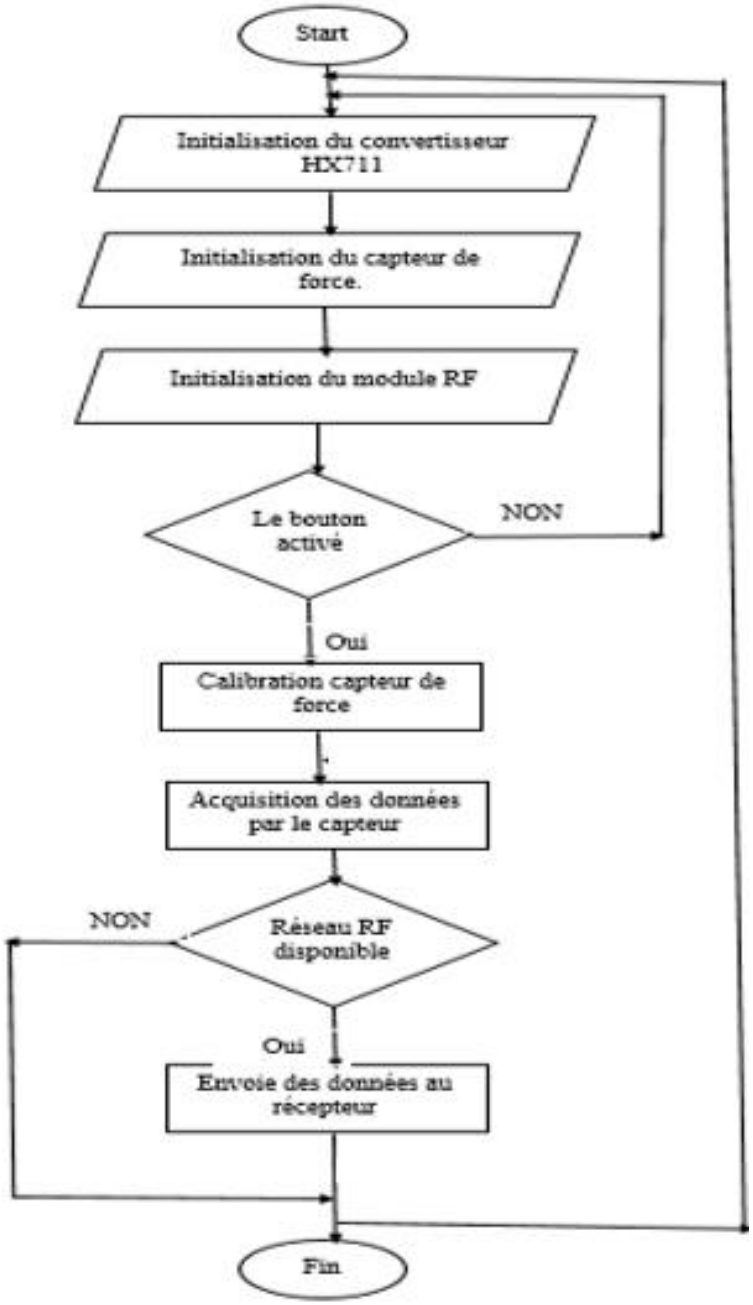


Figure II-18 logigramme du programme

II.14 Exemple de résultat de test du parachute

Le système embarqué du banc de test est attaché avec le parachute à partir du capteur de force à une hauteur de 290cm (hauteur du banc de test) afin de mesurer la force appliquée par le parachute lors de son ouverture etc.

Après le lancement du test, la forme de la force appliquée par le parachute prend la courbe de la figure suivante :

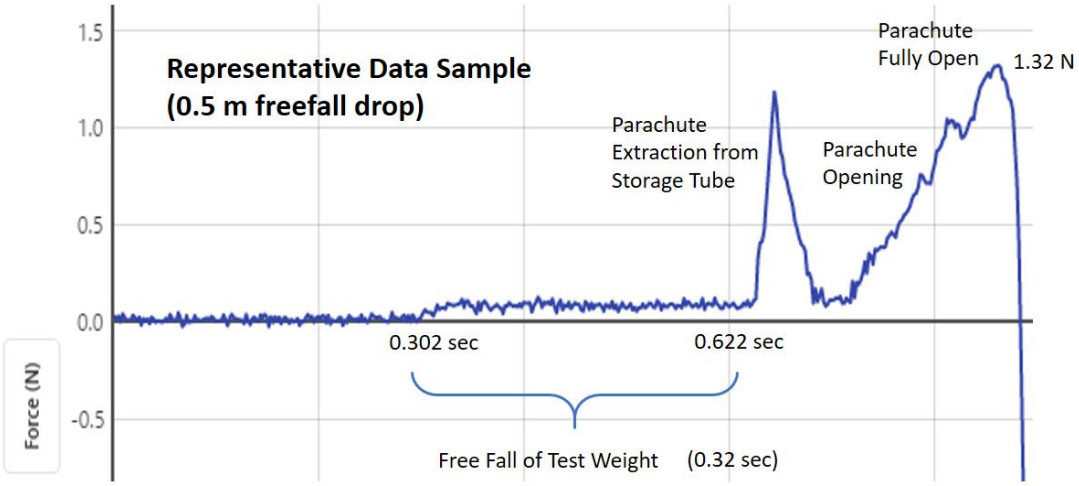


Figure II-19 le graphe tracé.

- Il est à noter que la force augmente dès la première seconde de l'ouverture du parachute jusqu'à ce qu'elle devienne maximale, la force d'ouverture du parachute est la valeur maximale calculée durant la chute.
- Après l'ouverture du parachute la force diminue et à un moment donné elle devient constante, cette valeur représente la force de trainée du parachute.
- En se basant sur les données du graphe tracé, nous déterminons le coefficient de trainée et la vitesse maximale. Sachant que la vitesse est déterminée en appliquant la relation entre la distance et le temps.

Le tableau ci-dessous représente un exemple de résultat d'une expérience effectuée dans le banc de test :

Table 6Exemple de résultat d'une expérience effectué dans le banc de test

Le temps entre l'ouverture et sa tombée au sol(s)	La distance déterminée (Cm)	La force d'ouverture (N)	La force de trainée(N)	La vitesse terminale (m/s)
0.23 s	120cm	2.25	1.05	0.27

En utilisant l'équation 1 nous calculons le coefficient de trainée du parachute :

$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_d \cdot s$
$C_d = D.2/(s \cdot \rho \cdot v^2)$
=1.05*2/ (0.5*1.225*0.27*0.27)

II.15 Estimation de la force d'ouverture du parachute

Pour dimensionner un parachute il faut prendre en considération la force d'ouverture du parachute car elle affecte sur le système et son déploiement.

Si cette force n'est pas suffisante la voile du parachute ne s'ouvre pas ou elle s'ouvre en retard, ça peut provoquer un endommagement au niveau du système récupéré. Si cette force est élevée, l'influence va être sur les lignes de reefing.

Selon "The Handbook of Astronautical Engineering (Koelle) la force d'ouverture du parachute est estimée par l'équation suivante:

$$f = \underbrace{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_d \cdot s}.x0.x1$$

La force de trainée.

- $x0$: Le facteur de choc de l'ouverture du parachute, il dépend de la forme de la voile.
- $x1$:Le facteur de la réduction de choc.
- Le facteur $\boldsymbol{x0}$: Ce facteur dépend de la densité est la forme de la voile du parachute

Table 7Le facteur x0

Circulaire	Rectangulaire	Cross
1.7	1.7	1.3

- Le facteur $\boldsymbol{x1}$:
  - Ce facteur dépend du temps d'ouverture de la voile et la distance au moment de l'ouverture.
  - Il est compris à l'intervalle suivant :

    $$0{,}2 < x_1 < 1$$

  - Sa valeur atteinte 0.2 lorsque la force de trainée est fort et le poids faible et il atteint la valeur de 1 dans les conditions de la masse infinie.

Les données précédentes sont pour les parachutes à petite échelle, les facteurs seront déterminés expérimentalement.

II.15.1 Minimisation du choc d'ouverture du parachute :

Pour éviter l'endommagement du système de récupération durant l'ouverture du parachute, il faut minimiser le choc d'ouverture. Pour cela plusieurs techniques sont utilisées [23]:

- **Staging** : cela consiste à utiliser des parachutes drogues attachés au parachute principale et leur ouverture se fait successivement (voir Figure 20).



Figure II-20 le parachute avec le parachute drogue.

- **Vent apex** : cela consiste à ajouter un trou au voile de parachute qui permet au vent de circuler à l'intérieure du parachute pour minimiser le choc, ce trou doit être bien dimensionné. (Voir Figure 21).

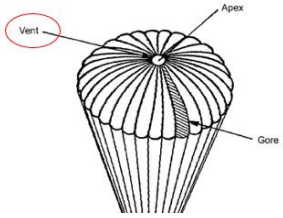


Figure II-21 le vent apex d'un parachute.

Système d'absorbation : cela consiste à ajouter un système pour absorber le choc soit en faisant des boucles de ficelle au niveau de la corde du parachute ou des aggraves comme c'est indiqué dans la figure 22.

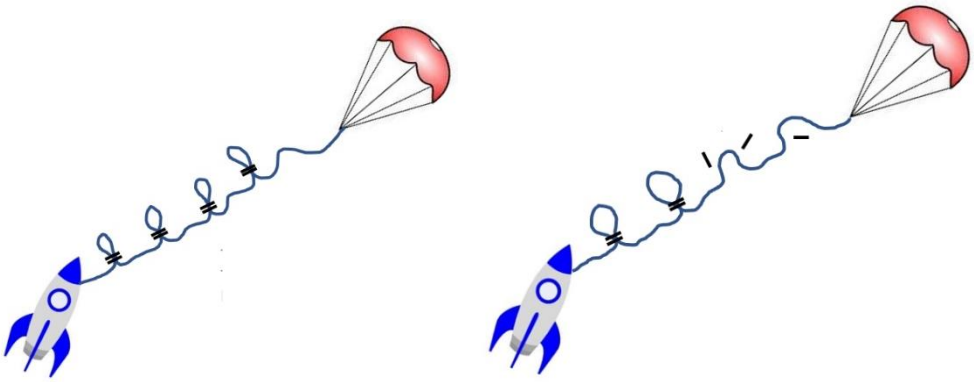


Figure II-22 le système d'absorbation de choc.

II.16 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons découvert le principe de fonctionnement des parachutes et la physique autour de ses différents types puis nous avons dimensionné trois parachutes définis dans notre cahier des de charge (de type circulaire), et à la fin nous avons présenté le banc de test développé dans le cadre de test et la validation des parachutes de petite taille.

Chapitre III

III.1 Introduction

Dans ce chapitre nous avons réalisé une balise de récupération qui reçoit les données GPS et les envois périodiquement par transmission RF à une station sol, afin de suivre en temps réel, la trajectoire de la fusée au cours de son vol et de la localiser pour sa récupération. Ainsi, ce système permet l'enregistrement en parallèle des données GPS dans une carte mémoire SD, et d'émettre deux signaux; le premier sonore en utilisant un BUZZER, et le deuxième liminaux en utilisant une LED ce qui facilite la localisation de la fusée lors de sa recherche.

III.2 Le système de récupération

Le système de récupération est indispensable à la récupération de la fusée expérimentale, il permet de l'atterrir sans dommage. Par conséquent, ce système doit être gérer par un système embarqué pour assurer les fonctions suivantes :

Le déploiement du parachute : le parachute doit être ouvert quand la fusée atteint son apogée. Un algorithme qui détermine l'altitude (apogée) est implémenté dans le système de déclenchement du parachute (servomoteur, charge d'injection etc.).

La localisation de la fusée en temps réel : une fois la fusée lancée le système embarque envoi la position de la fusée à la station sol en utilisant un module GPS et un transmetteur radio.

III.3 La balise de localisation

La figure ci-dessous représente un aperçu sur le système de récupération, nous avons l'ordinateur de bord de la fusée qui d'éclanche le déploiement des parachutes de récupération suivant un certain algorithme, en même temps le système embarqué de récupération envoi périodiquement à la station sol la position GPS de la fusée via un module radio. La station sol reçoit ces données en utilisant un système embarqué à base d'Arduino Uno et un module de transmission radio (Lora). Sinon il est possible de recevoir la position de la fusée par SMS mais à la demande, pour cela l'ajout d'un module GSM (SIM800) est nécessaire à notre système embarqué.

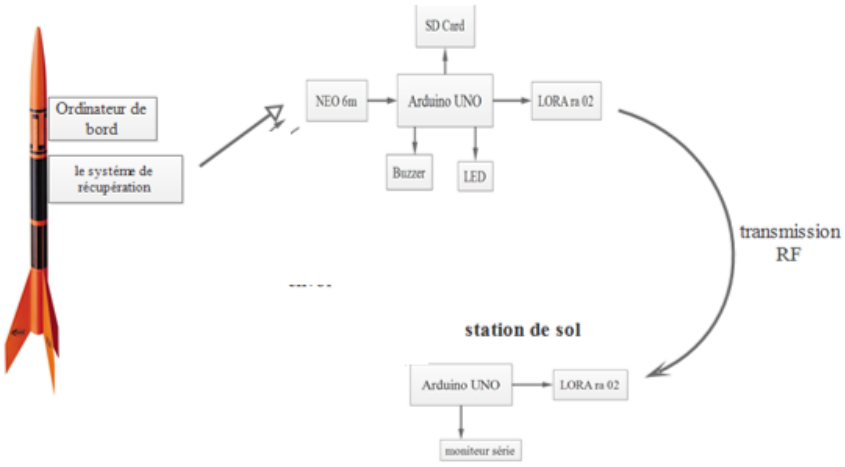


Figure III-1 schéma explique le fonctionnement de la balise de localisation

III.4 Module de localisation GPS NEO -6m

Pour notre application nous avons utilisé un récepteur GPS NEO -6m de la série des NEO-6 qui est basée sur le moteur de positionnement haute performance U-box 6, ce récepteur peut détecter jusqu'à 22 satellites et actualise sa position 5 fois par seconde, son temps de réponse (TTFF) est moins d'une seconde, le module supporte une vitesse de transmission de 4800pbs jusqu'à 230400bps. La figure ci-dessus représente une photo du module GPS NEO -6m.[50]

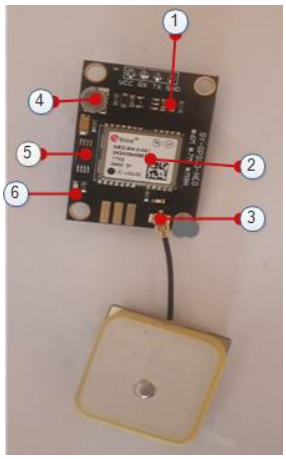


Figure III-2 Le récepteur GPS NEO 6m

Les avantages du module GPS NEO 6-m:

- Une grande sensibilité.
- Une faible consommation du courant.
- Adapté avec des faibles sources d'énergie.

- Faible cout.
- Facile à utilité et adapté pour l'interfaçage avec Arduino qui nous permet de faire des modèles de prototypage.

Les caractéristiques techniques du module sont citées dans le tableau ci-dessus :

Table 8 Les caractéristiques technique du module GPS NEO 6-m

1	Un régulateur de tension 3.3v de MIC5205 de MICREL pour alimenter la puce NEO 6-m (2)
2	La puce NEO 6m qui fonctionne avec un voltage de 2.7v à 3.6v , la consommation de courant de 45mA qui devient jusqu'à 11 mA avec le mode PSM , cette puce permet de calculer la position du module.
3	Connecteur U.FL pour placer l'antenne Patch
4	Une batterie rechargeable automatiquement lorsque l'alimentation sera branchée
5	Mémoire EEPROM de 4 Kb connecté avec la puce via le protocole I2C.
6	LED indicateur si la LED clignoter chaque 1s lorsque le module trouve des satellites, s'il cherche des satellites la LED ne clignote pas.

III.4.1 L'antenne du module GPS

Le module utilise une antenne Patch relié au module à travers un connecteur U.FL.

III.4.2 Les pines du module

Le module comporte quatre pins, deux pins pour l'alimentation GND et VCC et deux pins Rx et Tx qui ont une impédance de 510 Ohm ces pins utilise une communication série UART avec le microcontrôleur.

III.4.3 Le protocole de communication

Le module communique avec le satellite via le protocole NMEA donc tous les données reçoivent du satellite au récepteur sont sous la forme NMEA (voir figure 3).

NMEA (National Marine Electronics Association) est un standard forme des données GPS, chaque trame des données NMEA est formés des sentences et chaque sentence a une signification.

```
$GPGLL,[illegible],N,[illegible],E,092457.000,A,E*59
$GPGSA,A,3,14,18,32,11,08,27,,,,,,,5.3,4.0,3.5*36
$GPGSV,3,1,12,08,16,273,28,10,46,042,,11,07,315,37,14,56,315,41*7E
$GPGSV,3,2,12,18,21,320,41,20,36,081,,21,29,152,,25,10,098,*72
$GPGSV,3,3,12,26,06,185,,27,23,241,26,31,54,182,,32,50,353,34*7D
$GPRMC,092457.000,A,[illegible],N,[illegible],E,2.33,332.91,311018,,,E*6C
$GPVTG,332.91,T,,M,2.33,N,4.32,K,E*34
$GPZDA,092457.000,31,10,2018,00,00*53
$GPTXT,01,01,01,ANTENNA OK*35
```

Figure III-3 Exemple des données NMEA

Exemple de la sentence GPRMC :

$GPRMC (Global Positioning Recommended Minimum Coordinates) fournit l'heure, la date, la latitude, la longitude.[50]

$GPRMC, 123519, A, 4807.038, N, 01131.000, E, 022.4, 084.4, 230394, 003.1, W*6A

Le début de la sentence — Le temps — L'Altitude — L'longitude

III.5 Le transmetteur RF

Le système de récupération contient un module RF qui permet l'envoie des trames de données d'une façon périodique et en temps réel à la station sol (un récepteur) ces trames sont les données de localisation de la fusée (latitude, longitude) qui sont collectées par un module GPS. Le transmetteur RF utilisé dans notre cas est de type Lora 02 433Mhz.

Le terme LORA est inventé par l'entreprise SEMTECH, cette technologie utilise une basse bande passante de 5.5kps qui permet de transmettre que des données de la petite taille. (Comme les données GPS, les données capter par un capteur de température etc.) À des basses fréquences au sens bidirectionnel.

L'avantage de technologie LORA est de transmettre des données avec une basse consommation d'énergie est avec une grande portée qui peut atteindre 10 Km.

La technologie LORA utilise le principe de modulation des ondes Radio qui est basée sur les réseaux LORAWan.

III.5.1 Etude comparative entre la transmission avec LORA et transmission WIFI

Le tableau ci-dessus représente une comparaison entre la transmission avec LORA et la transmission WIFI/BLE :

Table 9 Comparaison entre la transmission a traves LORA et le WIFI

	LORA	WIFI/BLE
Types des données	Les données de petit taille	Données grande taille
Energie	Consommation d'énergie plus faible	Consommation d'énergie plus forte
La distance	Longue distance	Pas une Longue distance
La vitesse de transmission	Grande vitesse mais mois que WIFI/BLE	Très grande vitesse

III.5.2 Caractéristiques techniques du module LORA *Ra 02*

- LORA *Ra 02* est un module de transmission sans fil basé sur la puce LORA SX 1278 qui a une sensibilité de -148 Bm.
- Le module fonctionne sur une fréquence de 443 MHZ**,** le module communique à travers une communication SPI Demi Duplex avec les microcontrôleurs.
- LORA Ra -02 fonctionne avec une antenne de 443 MHZ connecté sur un connecteur U.FL.
- Le module fonctionne avec une tension de 2.7V jusqu'à 3.7V**,** le module consomme un courant de 12.15 mA au mode réception et 93 mA au mode transmission en veille le module consomme un courant de 1.6 mA.



Figure III- 4 Le module LORA

III.5.3 Les pins du module

Le module comporte 12 pins, quatre parmi eux sont dédiés au communication SPI avec l'Arduino.

Table 10 Les pins du module LORA.

GND	Tension 0 V
D100	pin digitale I/O
D101	pin digitale I/O
D102	pin digitale I/O
D103	pin digitale I/O
SCK	Horloge pour la communication SPI.
MISO	Entrée pour la communication SPI
MOSI	Sortie pour la communication SPI
NSS	Chip Select de la communication SPI
3.3 V	Alimentation sur 3.3 v
RESET	Initialisation
GND	Tension 0V

III.6 Module d'enregistrement des données dans une carte SD

Afin d'enregistrer l'historique du trajet de la fusée, Nous avons utilisé un lecteur de carte mémoire SD avec notre système embarque. (Voir figure 5)

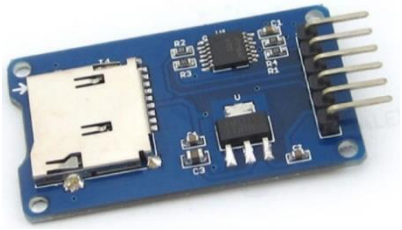


Figure III-5 Un lecteur de la carte SD

Le lecteur utilise une communication SPI avec Arduino à travers les pins MISO, MOSI, SCK sa tension d'alimentation est de 5V il contient un régulateur de tension de 3.3V cette tension est utilisé pour la communication pour éviter d'endommager le lecteur SD.

III.7 Le signal sonore

Le signal sonore se déclenche après le déploiement du parachute, il permet de détecter la position de la fusée par le son. Pour cela, nous avons utilisé un Buzzer actif avec notre système embarqué afin de générer des Bips sonore. (Voir figure 6)



Figure III-6 Un BUZZER active

III.8Le signal lumineux

Nous avons utilisé une LED dans notre système embarque afin de générer un signal lumineux sous forme de flashe, ce qui permet la localisation de la fusée en particulier lorsqu'il fait nuit. (Voir figure)



Figure III-7 Une LED

III.9 Envoi de position pas GSM

Un module GSM est ajouté au balise pour localiser la fusée à la demande. Dans ce cas, il suffit d'envoyer une demande par SMS à notre système embarqué et il nous répondra la position de la position de la fusée par SMS.

III.10 L'Arduino UNO

En premier temps nous avons développé notre système embarque à base d'Arduino, le choix de ce dernier est fait par rapport au concept de prototypage rapide. Mais une fois notre système embarque validé, nous avons développé notre propre circuit imprimé.

L'Arduino UNO est une carte basée sur un microcontrôleur ATMega328p, elle dispose 14 broches d'entrées/sorties numériques dont 6 sont des sorties PWM et 6 entrées analogiques, le microcontrôleur est interfacée avec un oscillateur de 16 MHZ, le ATMega328p comporte une mémoire une mémoire EEPROM 1kb et une SRAM de 2kb, Une mémoire FLASH aussi de 32 kb. La carte comporte un régulateur 3.3v, la tension de fonctionnement de la carte est de 5v, la carte peut être alimenté par un connecteur USB ou une tension externe qui doit être sur l'intervalle de

7v au 12v cette source externe peut connecter à la carte avec un jack d'alimentation ou par le pin Vin.

La carte Arduino UNO peut être programmée avec le logiciel Open source Arduino IDE, le code implémenté au ATMega328p par un header ICSP (In-Circuit Serial Programming) en utilisant Arduino ISP, nous pouvons utiliser aussi les pin Rx et Tx pour transmettre le code au microcontrôleur.

L'Arduino UNO peut communiquer avec un ordinateur, une autre carte Arduino ou d'autres microcontrôleurs. Parmi les communications disponibles : communication série UART (5V) qui est disponible sur les broches numériques (RX) et (TX) du l'Arduino UNO.

Une bibliothèque Software Serial permet la communication série sur n'importe quelle broche numérique de l'Uno.

L'ATmega328 supporte également la communication I2C (TWI) disponible sur les broches A4 (SDA) et A5 (SCL) et SPI qui est disponible sur les broches 10 (SS), 11 (MOSI), 12 (MISO), 13 (SCK).

. La carte comporte un bouton d'initialisation Reset pour la réinitialisation matérielle. (Voir figure 8)

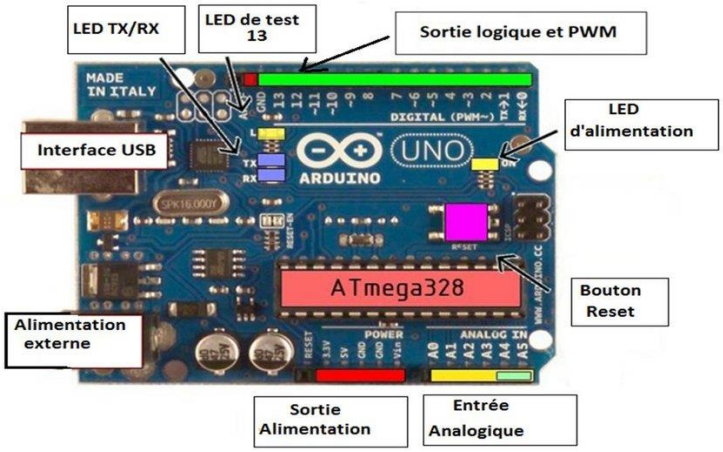


Figure III-8 La carte Arduino UNO

III.11 Logigramme du système de récupération

La figure ci-dessus présente le logigramme du programme du système embarqué développé. En premier temps, nous commençons par l'initialisation des modules utilisées (LORA, GPS, SD Card) par l'inclusion des bibliothèques de ces modules, ensuite dans la fonction setup de l'Arduino, une variable est créée pour sauvegarder l'attitude et longitude du système.

Ensuite pour chaque étape du code une fonction de type Void est créé qui sont appelées dans la boucle Loop de L'Arduino IDE.

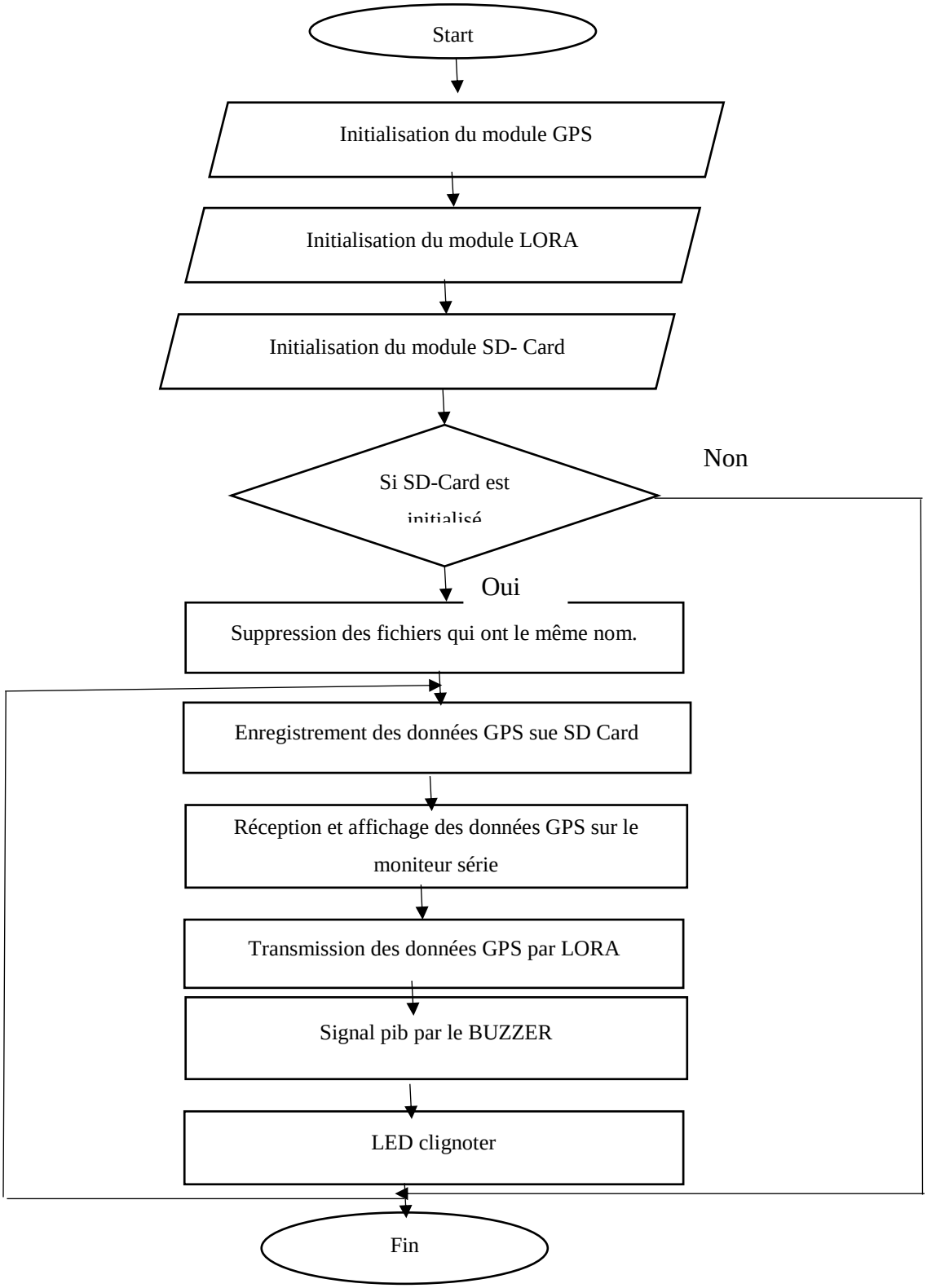


Figure III-9 le logigramme du code

III.12 Les fonctions utilisées dans le code source

- **Led_Bz () :** une fonction qui fait clignoter la Led génère un signal sonore dans le BUZZER.
- **Lora_tx () :** permet de transmettre les données GPS collectés par le module NEO 6m au montage récepteur à travers le module LORA.
- **Serial_gps () :** c'est la fonction qui affiche l'attitude et longitude et le temps du système dans le moniteur série.
- **Save_SD () :** c'est la fonction qui enregistre les coordonnées GPS dans un fichier texte.

III.13 Les bibliothèques utilisées

- **SD.h :** nous permet d'utiliser la carte SD Card.
- **LORA.h** : pour le module LORA.
- **SPI.h:** permettre la transmission SPI pour LORA et SD Card
- **Tiny++.h:** pour transmettre les données reçus (NMEA) par GPS aux cordonnées lisibles.
- **SoftwareSerial.h :** pour la communication série du NEO 6m.
- **AltSoftSerial.h** : permet d'une communication série du module NEO 6m sur les pins 8 et 9 du module.

III.14 Test de circuit sur la plaque d'essai

Les composants sont placés sur une plaque d'essai pour tester le fonctionnement du système (voire figure 9)

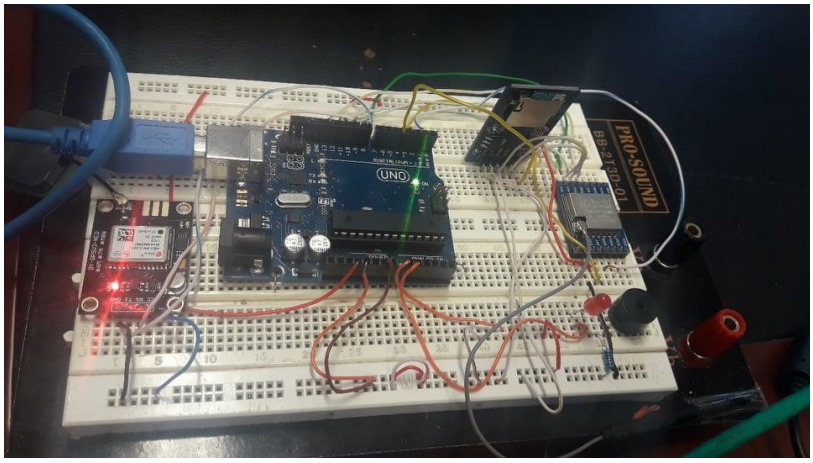


Figure III- 10 test de la balise de récupération de la fusée sur plaque d'essais

Les composants sont branchés comme suit :

Le GPS NEO 6m :

NEO 6m	Arduino UNO
Rx	9
Tx	8

Le module LORA :

LORA ra 02	Arduino UNO
GND	GND
3.3 V	3.3 V
NSS	10
DO100	2
SCK	13
MISO	12
MOSI	11
RESET	3

Le module SD Card :

Lecteur SD	Arduino UNO
MISO	Pin 12
MOSI	Pin 11
CS	Pin 4
VCC	5 V
GND	GND
SCK	Pin 13

Le Buzzer est placée sue la pin A0 et la LED sur la pin A1

III.15 La station du sol

Dans la station sol nous avons développé un système embarqué à base d'Arduino UNO et LORA afin d'intercepter les informations de localisation du système de récupération par transmission radio. La figure ci-dessus présente le montage électronique du système embarque développé.

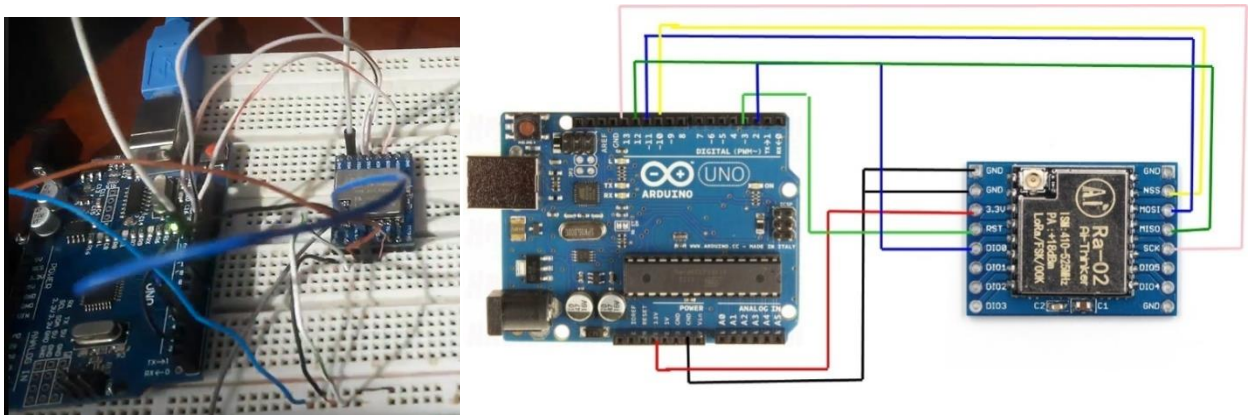


Figure III-11 Le montage de réception avec LORA.

III.16 Logigramme du système embarque de la station sol

Dans ce code nous commençons par l'initialisation du module LORA, dès que la transmission commence les coordonnés GPS seront affichées dans le moniteur série. Le schéma suivant représente le logigramme du code utilisé.

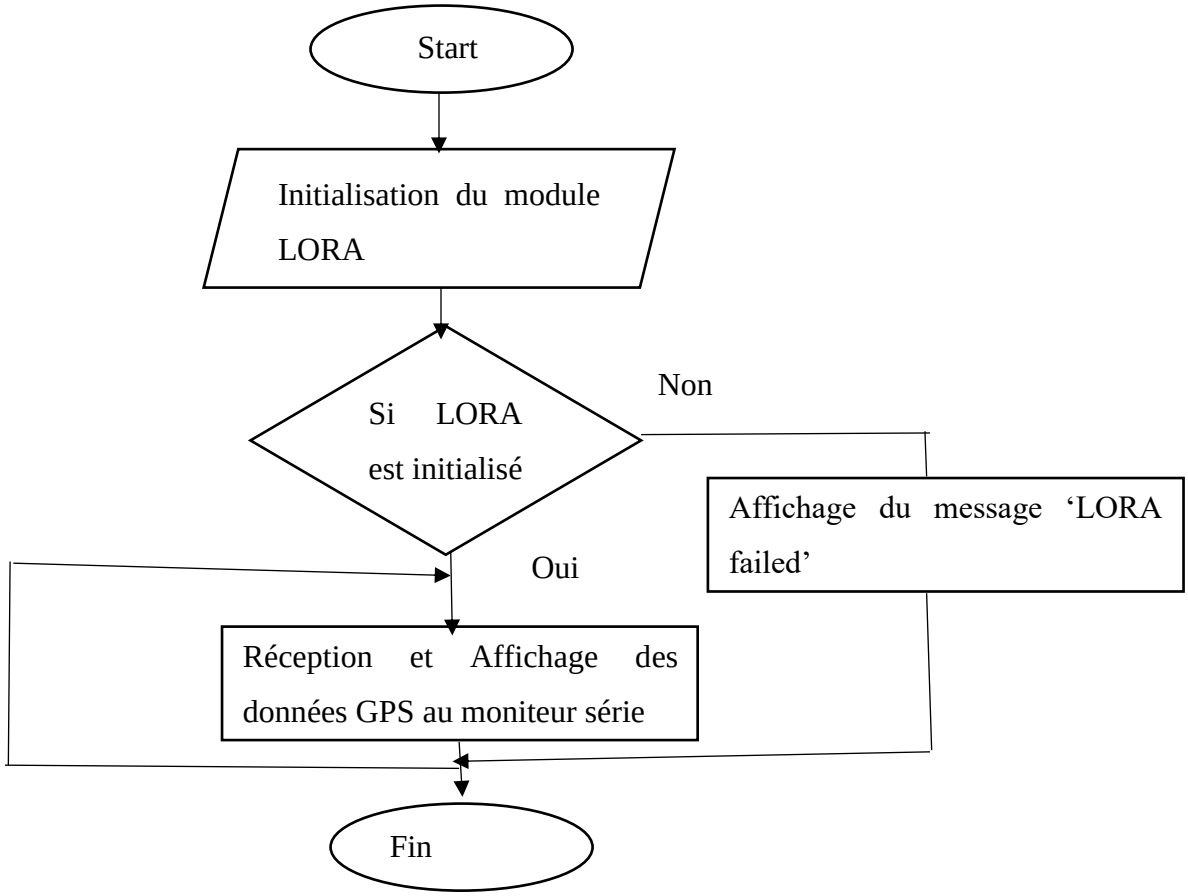


Figure III-12 le logigramme du code (station de sol)

III.17 Les résultats

Les coordonnées GPS sont enregistrées sur la carte mémoire dans un fichier. Texte

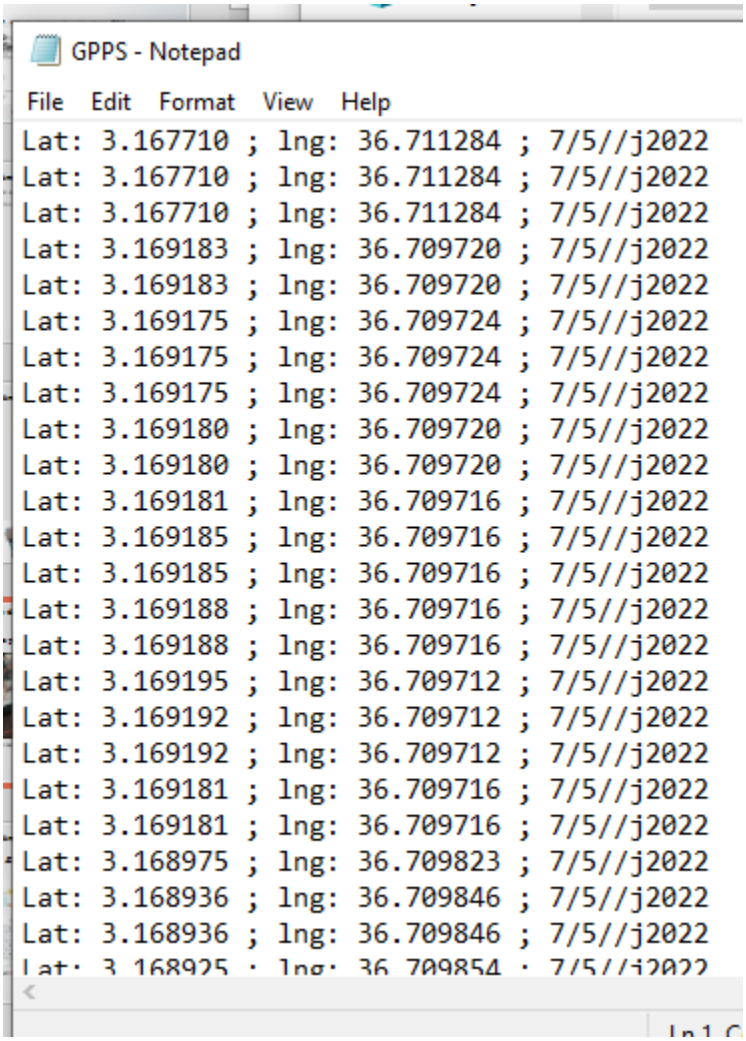


Figure III-13 le fichier texte enregistre sur SD Card

Sur le moniteur série les coordonnées GPS sont affichées.

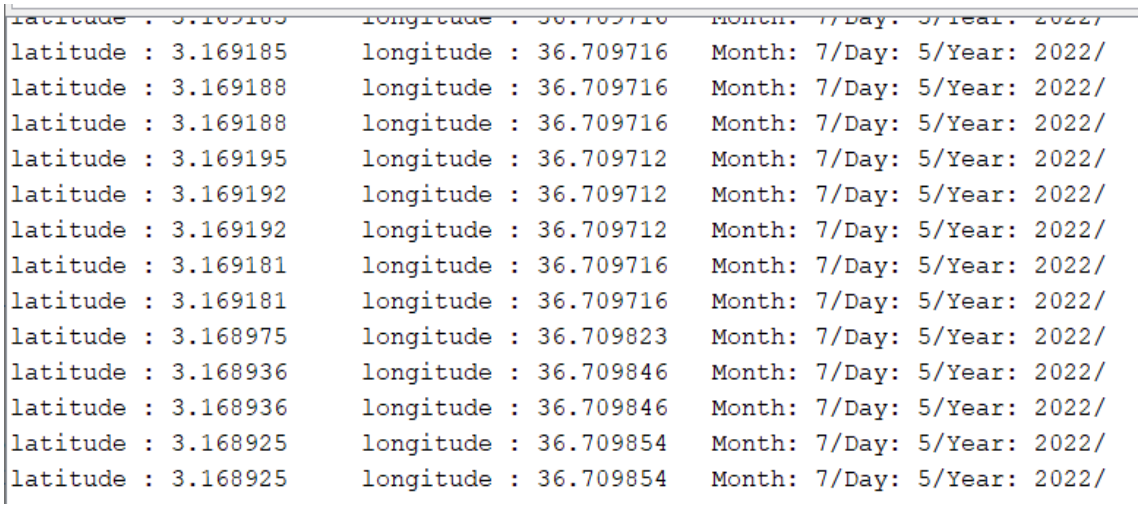


Figure III-14 Les données GPS affichés sur le moniteur série

Aussi la LED clignote et le BUZZER faire un signal sonore.

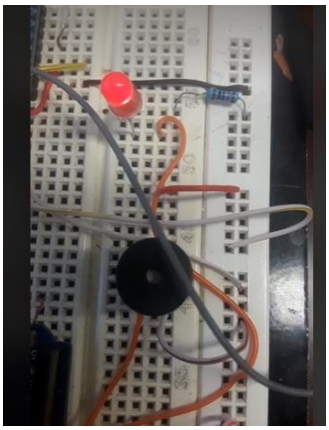


Figure III-15 LED clignoter

III.18 Conception du circuit imprimé PCB

Une fois le système embarqué testé sur plaque d'essais, nous avons procédé à la conception du PCB en utilisant le logiciel EasyEDA, la version v6.5.8. Notre PCB comporte deux couches 'inférieure et supérieure', pour la couche supérieure nous trouvons les composants suivants :

Table 11 Les composants utilisée au conception du PCB

Le module LORA ra -02	Interfacé avec le microcontrôleur ATMega232p
Un connecteur 4 pins adéquat au module GPS NEO	Interfacé avec le microcontrôleur ATMega232p
Un connecteur 6 pins adéquat au module lecteur du SD Card	Interfacé avec le microcontrôleur ATMega232p
Le module LM7805	Pour fournir une tension de 5V au microcontrôleur
Le module LM1117	Régulateur 3.3 V pour fournir une tension de 3.3V au module LORA
Header ISCP	Connecté au microcontrôleur pour assurer une communication ICSP utilisé pour la programmation du le ATMega.
BUZZERe	Interfacé avec le microcontrôleur ATMega232p
LED	Interfacée avec le microcontrôleur ATMega232p
Deux terminaux	Utilisés pour l'alimentation un pour la batterie l'autre pour un chargeur de 12 V
Un horloge de 16 MHZ	Interfacé avec le microcontrôleur ATMega232p
Deux capacités de 1 micro	Utilisé avec le régulateur LM7805 pour le protéger du chaleur
Deux capacités de 22 pico	Utilisé avec le quartz de 16 MHZ pour faire un circuit oscillant.
Deux résistance de 220 ohm	Pour protéger la LED et le Buzzer.

Un chargeur de 12 V est utilisé pour fournir notre tension 5V qui va alimenter le circuit.

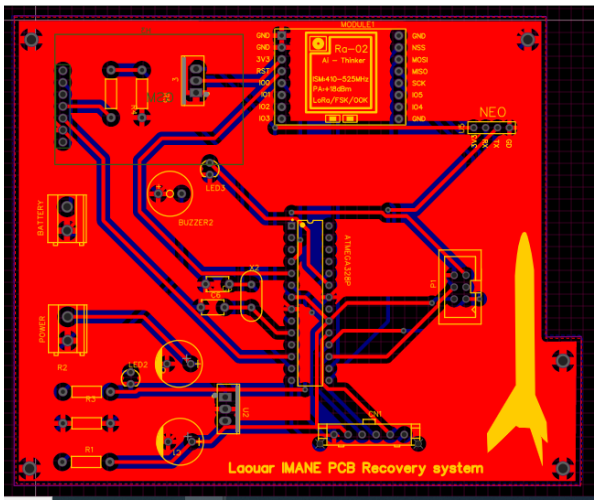


Figure III-16 Les pistes et les composants de la couches supérieure du PCB

Pour la couche inférieure nous mettons juste le module GSM qui est interfacée avec le microcontrôleur, il est alimenté par une batterie de 4.1 V. c'est pour ça un terminal pour la batterie est ajouté à la couche supérieure du PCB.

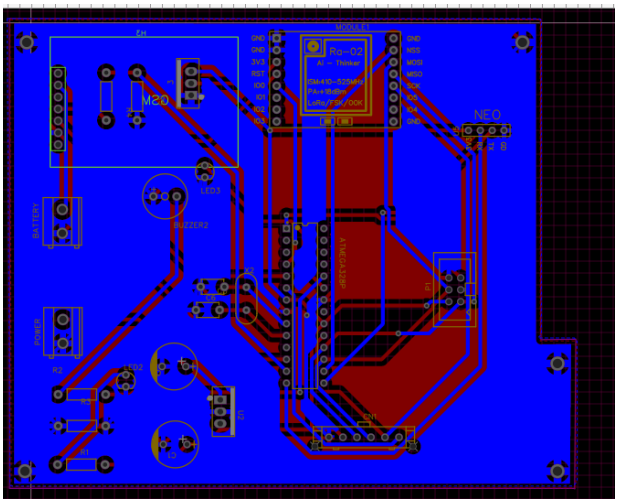


Figure III-17 Les pistes et les composants de la couches inférieur du PCB

III.19 Les caractéristiques du notre PCB

- Plan de masse avec une distance de 44mil entre le plan et la carte.
- 2 couches du circuit.
- 5 pad de fixation.
- La taille des pistes est de 31 mil.

La figure ci-dessus présente une vue en 3D du PCB conçu.

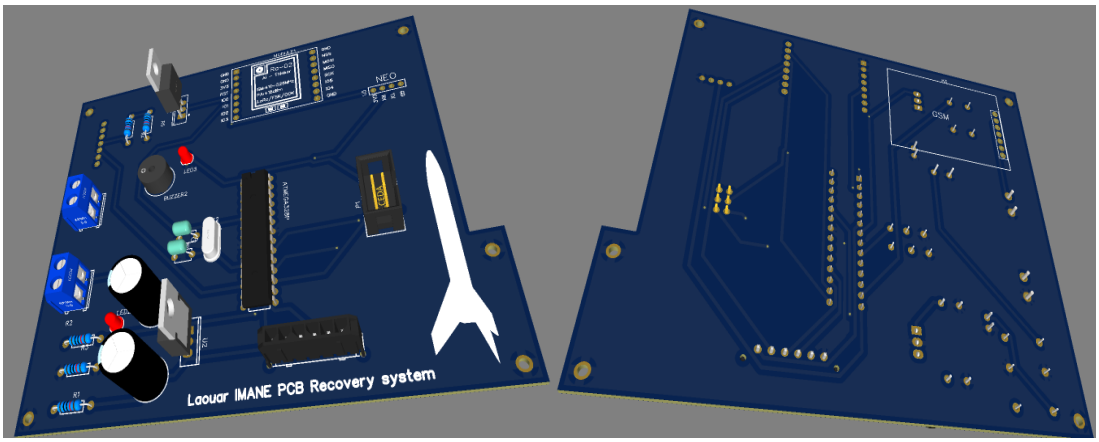


Figure III-18 Le PCB conçu en vue 3D avec les deux couches

III.20 Estimation du cout du PCB

Afin d'estimer le cout de ce projet nous avons extrait le fichier BOM généré par Easy EDA qui donne le prix de chaque composant selon l'entreprise **LCSC.** (voir figure 17)

Export PCB BOM

ID	Name	Designator	Footprint	Qu...	Manufacturer Part	Manufactu...	Supplier	Supplier Part	Price
1	LM1117T-...	3	TO-220-3_L10...	1	LM1117T-5.0/NOPB	TI(德州仪器)	LCSC	C2877409 Assign LCSC Part#	1.102
2	ATMEGA3...	ATMEGA3...	DIP-28_L34.6-...	1	ATMEGA328P-PU	MICROCHIP	LCSC	C33901 Assign LCSC Part#	6.857
3	GMC0942...	BUZZER2	BUZ-TH_BD9....	1	GMC0942YB-16R2700	INGHAI	LCSC	C252926 Assign LCSC Part#	0.352
4	1u	C1,C4	CAP-TH_BD1...	2				Assign LCSC Part#	
5	22pF	C5,C6	CAP-TH_L4.8-...	2	CC4-0805-CG-100V-...	火炬	LCSC	C454606 Assign LCSC Part#	0.064
6	M3025V-1...	CN1	CONN-TH_M3...	1	M3025V-1x6P	XFCN	LCSC	C705186 Assign LCSC Part#	0.148
7	GSM SIM...	H3	GSM SIM800L	1	Header-Male-2.54_1x6	BOOMELE		C37208 Assign LCSC Part#	0.028
8	LED-TH-3...	LED2,LED3	LED-TH_BD3....	2	204-10SDRD/S530-A...	EVERLIG...	LCSC	C84774 Assign LCSC Part#	0.04
9	LORA SX...	MODULE1	LORA SX1278...	1				Assign LCSC Part#	
10	icsp	P1	IDC-TH_6P-P...	1	2X3 2.54mm IDC Box	BOOMELE	LCSC	C11214 Assign LCSC Part#	0.088
11	KY020050...	BATTERY,...	CONN-TH_2P...	2	KY0200500000G	Amphenol	LCSC	C967069 Assign LCSC Part#	0.613
12	220	R1,R2,R3	R_AXIAL-0.4	3				Assign LCSC Part#	
13	10k	R4	R_AXIAL-0.4	1				Assign LCSC Part#	
14	20k	R5	R_AXIAL-0.4	1				Assign LCSC Part#	
15	LM7805	U2	TO-220-3_L10...	1	LM7805	TF	LCSC	C845394 Assign LCSC Part#	0.11
16	NEO 6M	U5	NEO 6M	1				Assign LCSC Part#	
17	16MHz	X2	OSC-TH_L10....	1	X49UD3MSD2SC	YXC	LCSC	C11252 Assign LCSC Part#	0.236

Figure III-19 Le fichier BOM extrait du Easy EDA

Le coût total des composants est plus de 10.367 dollars mais il marque quelques composants qui n'ont pas du prix selon le BOM du Easy EDA , le tableau ci-dessus représente le coût des composants en Dinars :

Table 12 Estimation du cout en Dinard

Le module	Le prix DA
NEO 6m	1244.59
LM1117	175
LM8705	200
ATMega 323p	641
GSM SIM 800l	2162
BUZZER	16

LED	10
CAP 22 PF	110
CAP 1micro	58
LORA ra 02	545
Quartz 16 MHZ	90
Somme	5170.59 DA

Le coût total des composants du PCB est de 5170.59 en ajoutant le prix de conception de la carte donc le cout devient 7000 DA. Ce coût est assez faible par apport à l'application réalisée donc nous pouvons dire que le choix des composants est motivant en terme du cout.

III.21 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons pu réaliser un prototype du système de récupération d'une fusée expérimentale en se basant sur des composants électroniques à faible coût et disponibles sur le marché. Et à la fin nous avons passé à la conception du circuit imprimé PCB et l'estimation du coût du prototype développé. Le résultat obtenu est motivant pour la commercialisation du système développé.

Conclusion et perspectives

Ce mémoire traite deux parties importantes dans le système de récupération d'une fusée expérimentale :

- Le dimensionnement approprié du parachute en respectant les exigences d'atterrir la fusée sans endommagement.
- La deuxième partie consiste à réaliser le système de localisation de la fuse. Ce dernier permet de traquer en temps réel la fusée dès son lancement et sa localisation lors de sa récupération.

En effet, une étude théorique sur les fusées expérimentales et leurs systèmes de récupération a été établie. Ce qui permit d'enrichir nos connaissances dans de nouveaux domaines. En particulier, l'aérodynamique tel que le dimensionnement de parachute etc. Ainsi le domaine de développement de l'avionique pour les fusées expérimentales.

Les résultats de test obtenus ont bien satisfait les exigences du cahier de charge, et même encourageant pour des futures améliorations.

En perspectives, Plusieurs travaux sont en cours de développement tel que :

- Faire une étude comparative sur les performances des différents types de parachute
- La publication d'un article sur le dimensionnement des parachutes de récupération.
- Étalonnage du capteur de force utilisé dans le banc de test.
- La réalisation et test de la fusée expérimentale en collaboration avec les autres membres du projet.
- Réalisation du circuit imprimé PCB du système de récupération.
- Participation à des concours ou compétition de Rocketery.

Bibliographie

[1] 54, CLAP, "Le Vol De La Fusée".

[2] .techno-science, https://www.techno-science.net/definition/3010.html.

[3] Aabha, by. "The Future of Model Rockets." (December 17, 2019).

[4] ADMINISTRATION, FEDERAL AVIATION.

[5] Calcara, Laura. "High Power Rocket Design Report." Loyola Marymount University, April 28, 2016.

[6] CNEP, "Fusée Expérimentale".

[7] components, Apocee, "Intro to Dual Deployment in Rocketry" https://www.apogeerockets.com/Intro-to-Dual-Deployment.

[8] "Launching an E-Engine in a D-Engine Rocket." (APR 19th 2016).

[9] https://themodelrocket.com/model-rocket-engine-sizes-and-classifications.

[10] "High Power Rocketry: Dual Deployment", http://westrocketry.com/articles/DualDeploy/DualDeployment.html.

[11] Jack Hagerty, Tony Cooper, Robert Tashjian,Craig Saunders, Steve Kendal. *The Lunar Handbook*. LUNAR ed., edited by LUNAR William J. Orvis and Daniel Costantino. http://www.lunar.org/docs/handbook.

[12] Le Vol De La Fusée, Stabilité Et Trajectographie. Planète-Sciences, Version 2.0 - juillet 2008.

[13] Milligan, By Tim Van, "Phases of a Rocket's Flight", Apogee Rocket https://www.apogeerockets.com/Tech/Phases-of-a-Rockets-Flight.

[14] Dohn2, Kyle F. Foster1 and Peter D., Worcester Worcester Polytechnic Institute, MA, 01609, USA, Colin Y. Cooper3 and Amanda Dings4, Worcester Worcester Polytechnic Institute, MA, 01609, USA, Jacob H. Fennick5 and Eve M. George6, Worcester Worcester Polytechnic Institute, MA, 01609, USA, Nicholas J. Lapierre7 and Ty F. Moquin8, and Worcester Worcester Polytechnic Institute, MA, 01609, USA. "Design and Integration of a High-Powered Model Rocket – I." (2020).

[15] Milligan, Timothy S.Van. Model Rocket Design and Construction 2008.

[16] "Model Rocket", NASA,site official https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktparts.html.

[17] "Model Solid Rocket Engine ", https://www.grc.nasa.gov.

[18] https://simplerocketry.com/do-i-need-permission-to-launch-a-model-rocket.

[19] varin, Lalith, "How to Appropriate Fins Foe Your Rocket".

[20] "What Are the Phases of Model Rocket Flight?", Cool Rocket Stuff https://coolrocketstuff.com/.

[21] https://www.researchgate.net/publication/325964775_Systematic_Design_of_a_Parachute_Recovery_System_for_the_Stratos_III_Student_Built_Sounding_Rocket

[22] https://www.youtube.com/results?search_query=the+opnening+load+choc+parachute.

[23] Planilha-Near Space Parachute Size Estimator

[24] Note technique ANSTJ, "Les parachutes Des fusées expérimentales". Edition Février 2002.

[25] http://jcrocket.com/electronic-recovery.shtml.

[26] Handbook of astronautically engineering. Edited by H. H. Koelle. McGraw-Hill, London. 1961. Approx. 1,500.

[27] https://lastminuteengineers.com/neo6m-gps-arduino-tutorial.

[28] https://www.nmea.org/.

[29] https://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf/view/1283987/U-BLOX/NEO-6M.html

[30] https://www.electronicwings.com/sensors-modules/xbee-module.

[31] https://www.electronicwings.com/contest/3/ew-project-challenge-2022

[32] https://www.deleze.name/marcel/physique/rosee/masse-vol.html

[33] https://stringfixer.com/fr/Density_of_air

[34] Universality Considerations for Graphing Parachute Opening Shock Factor Versus Mass Ratio, March 2007

[35] Parachute Opening Loads ,L a b R a t S c i e n t i f c

[36] Parachute Opening Shock Calculations with Experimentally Established Input Functions

[37] H. G. Heinrich and David P. Saari Published Online:22 May 2012

[38] https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d_604.html
[39] https://sti2d.ecolelamache.org/le_relais_lectromcanique.html
[40] https://www.kamatec.fr/guides/controle-d-acces/choisir-sa-ventouse
[41] https://components101.com/switches/12v-relay
[42] https://www.abcelectronique.com/forum/showthread.php?t=94197
[43] https://passionelectronique.fr/carte-sd-arduino/
[44] https://components101.com/modules/433-mhz-rf-transmitter-module
[45] https://radiolux.com.ua/files/pdf/RFmodule.pdf
[46] https://www.circuitschools.com/weighing-scale-using-load-cell-and-hx711-amplifier-with-arduino/
[47] https://easyeda.com/editor#id=!6e198d9401954556b313c7f60ece920e
[48] https://circuitdigest.com/microcontroller-projects/arduino-lora-sx1278-interfacing-tutorial
[49] https://www.pcbway.com/project/shareproject/Atmega328P_without_Arduino_PCB_Design_538ca6b0.html
[50] https://lastminuteengineers.com/sim800l-gsm-module-arduino-tutorial/
[51] https://www.allaboutcircuits.com/textbook/direct-current/chpt-9/strain-gauges/
[52] https://circuitdigest.com/microcontroller-projects/arduino-lora-sx1278-interfacing-tutorial
[53] https://opencircuit.fr/produit/module-de-capteur-weeg-hx711-double-canal

ANNEXE

1. Le matériel utilisé dans le système embarque du banc de test

1.1 Arduino NANO

Est une carte Arduino a base du microcontrôleur ATMega328p cadencé avec une horloge de 16 MHZ, développé en 2008 par Arduino.cc.la carte fonctionne avec une tension de 5 v et un courant maximal de 40 mA, elle comporte 30 pins ,14 parmi eux sont des pins numériques, 8 pins analogiques, 2 pins de Reset et 6 pins d'alimentation.

Arduino NANO offre trois type de communication SPI, I2C, UART .la carte comporte des mémoire FLASH de 32 kb et une mémoire SRAM de 2 Kb et une mémoire EEPROM de 1kb.

L'implémentation du code sur la carte se faite par une connexion USB du type B entre le PC et la carte.

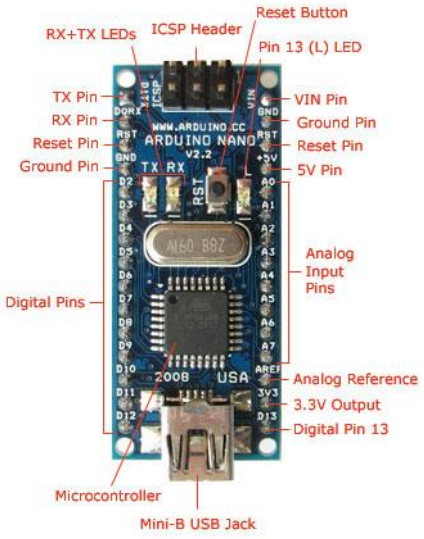


Figure 1 Arduino NANO

1.2 Le capteur de force

Est une cellule de charge qui converti la déformation de son résistance interne à un signal électrique grâce à l'effet piézoélectrique.

Les cellules de charges composés des plusieurs fils ou d'une plaque conductrice, qui permettent d'une variation linéaire au résistance quand une contrainte de force est appliquée au cellule à une direction spécifique.

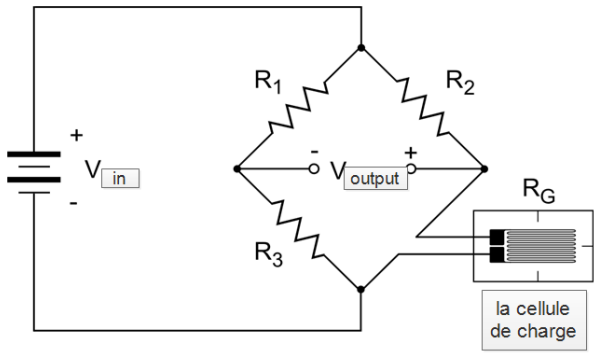


Figure 2 le montage interne du capteur de force.

Dans notre montage nous avons utilisés un capteur de force avec quatre cellules de charge qui sont attachées sur une barre métallique La variation de cette résistance de chaque cellule est très faible pour cela un pont de Wheatstone est appliquéavec chaque cellule de charge est représenté par une résistance.

Le pont permet aussi de convertir la résistance résultant au une tension analogique

Dans notre montage nous avons utilisés un capteur de force avec quatre cellules de charge et une charge maximale de 10 Kg.

Caractéristiques

- Charge maxi: 10 Kg
- Dimensions: 80 x 12,7 x 12,7 mm
- 4 trous de fixation M4 et M5 (vis non inclus)
- Sortie (mV/V): 1 ±0,15
- Plage d'erreur (%FS) : 0,05
- Sortie sur 4 fils* (250 mm)
- Poids: 31 g

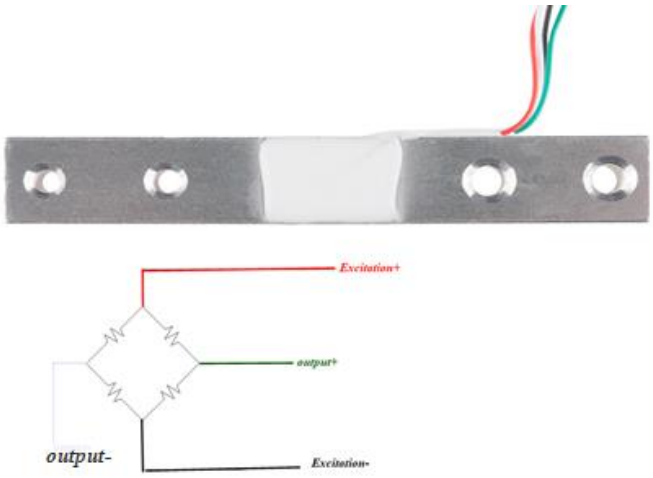


Figure 3 le capteur de force et ses sorties

Pour envoyerles données collectées par le capteur de force au microcontrôleur (Arduino NANO),le capteurest interfacé avec un convertisseur HX711.

1.3 Le module HX711

Le module comporte un amplificateur et un convertisseur analogique numérique (A/N) avec une précision de 24 bits, fonctionne avec une tension de 2.7V jusqu'à 5V, les broches CLK et SCK sont utilisés pour la communication avec le microcontrôleur ; les broches VDD et GND pour l'alimentation. Les broches (E+, E-) pour la tension d'excitation, les autres pour le capteur de force (A-, A+, B-, B+)

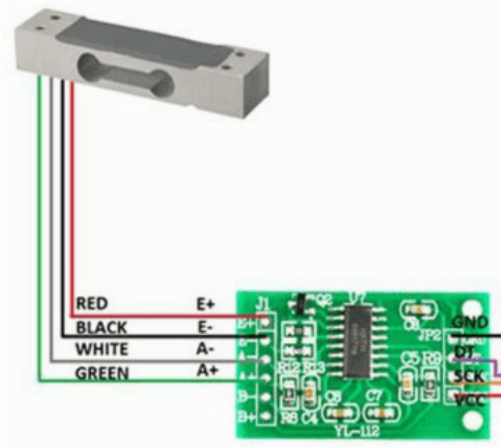


Figure 4 le brochage du HX7111 avec le capteur de force

Caractéristiques :Circuit intégré HX711

- 2 canaux d'entrées.

- Le gain est modifiable, 32 64 ou 128.
- Un régulateur de tension alimente le pont de mesure et le convertisseur ADC.
- Le circuit comporte un oscillateur et n'a pas besoin de composants externes.
- Reset lors de la mise sous tension.
- Interface série facile d'utilisation sans programmation.
- Consommation de courant de moins de 1.5 mA en utilisation normale, 1uA en veille.
- Tension d'alimentation de 2.7 à 5 V.



Figure 5 le module HX7111

1.4 Les modules RF

1Sont des modules de transmissions RF sans fils avec une bande de fréquence de 433MHZ, les modules utilisent une communication simplex dont le rôle du transmetteurest d'envoyer les données au récepteur qui les reçoivent.

Les sorties DATA de l'émetteur et du récepteur sont de l'état TTL, les modules utilisent la modulation numériques ASK pour la transmission des données.

La portée de ces modules est 5 m sans obstacles, mais théoriquement elle peut atteint les 100m



Figure 6 L'émetteur FS1000A

Caractéristiques

- Tension de fonctionnement de l'émetteur : 3V jusqu'à 12V.
- Courant de fonctionnement de l'émetteur :9mA à 40Ma.
- Fréquence de fonctionnement : 433 MHZ.
- Vitesse de transmission des données : 10Kbps.
- Type de circuit : Résonateur à scie.
- Faible coût et petit boîtier.

Les coordonnées collectées par le montage ci-dessus sont envoyées par l'émetteur RF au récepteur RF et sont affichée au moniteur série du l'Arduino IDE

1.5 Le récepteur XY-MK-5V

Caractéristiques

Tension de fonctionnement de l'émetteur : 5v.

Courant de fonctionnement de l'émetteur : maximum 5.5 mA.

Fréquence de fonctionnement : 433 MHZ.

Vitesse de réception des données : 9.6Kbps.

La sensibilité : 105 DB.

Deux broches DATA pour la réception des données.

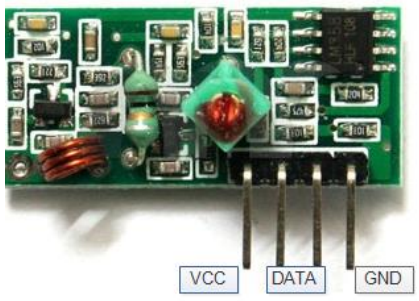


Figure 7 Le récepteur XY-MK-5V

Avec ces modules de transmission RF nous avons vu des problèmes de transmission due au bruits des signaux extérieures, donc ces modules ils ont été remplacée par des modules de transmissions RF XBee.

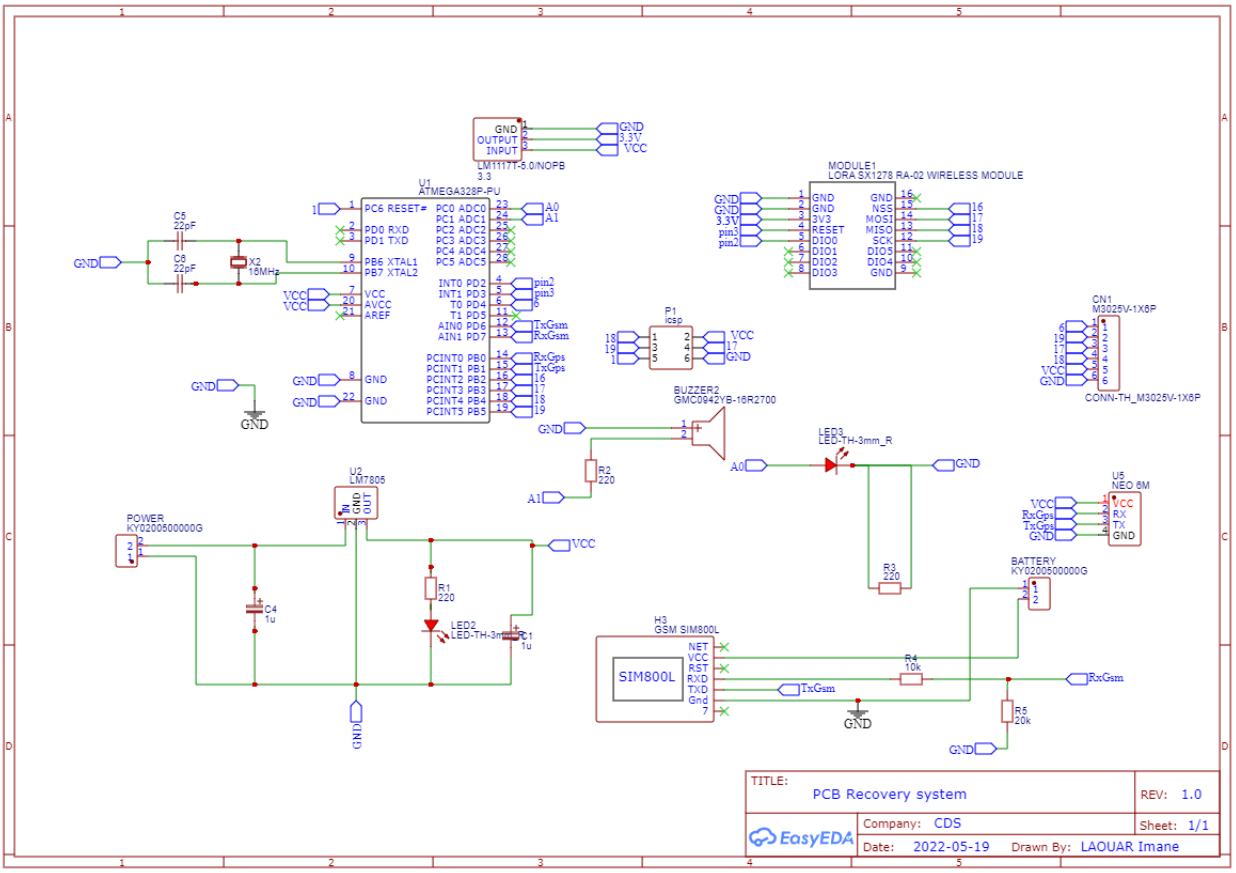
1.6 Les modules Xbee

Les modules XBee sont des modules de communication sans fil fabriqués par Digi International. Il utilise le protocole de communication radio ZigBee basé sur la norme IEEE 802.15.4 et fonctionne à 2,4 GHz. C'est l'un des modules les plus populaires dans le domaine.



Figure 8 Le module Xbee

2. Le schéma électrique du PCB réalisé



Résumé:

Les fusées expérimentales sont des fusées conçues et réalisées par des organisations ou des amateurs de Roketery, elles sont dédiées à l'expérience et aux missions scientifiques qui ne dépassent pas l'atmosphère.

Un système de récupération est devenu indispensable dans la conception et la réalisation des fusées expérimentales

Dans ce mémoire nous avons réalisé un système de récupération d'une fusée expérimentale en passant par deux parties, une partie qui concerne le dimensionnement des trois parachutes de récupération dans le but de récupérer la fusée et d'éviter l'endommagement de la charge utile lors de son impact avec le sol, la deuxième partie concerne la réalisation et la conception d'une balise de localisation qui permet d'envoyer les coordonnées GPS aux stations de sol après le déploiement du parachute.

Les mots clés : récupération, fusée expérimentale, parachute, localisation.

ملخص:

الصواريخ التجريبية هي صواريخ تم تصميمها وصنعها بواسطة منظماتRoketery أو محبي الروكتري ، وهي مكرسة للتجربة والمهام العلمية التي لا تتجاوز الغلاف الجوي.

أصبح نظام الاسترداد ضروريًا في تصميم وإنتاج الصواريخ التجريبية .في إطار هذا العمل، أنجزنا نظام استعادة لصاروخ تجريبيو ينقسم هذا العمل إلى جزئيين ،الجزء الأول يتعلق بدراسة أبعاد مظلات الاسترداد الثلاثة من أجل استعادة الصاروخ وتجنب تلف الحمولة أثناء اصطدامه بالأرض ، الجزء الثاني يتعلق بإنتاج وتصميم منارة تحديد المواقع التي تجعل من الممكن إرسال إحداثيات GPS إلى المحطات الأرضية بعد إطلاق المظلة.

الكلمات المفتاحية: استعادة ، صاروخ تجريبي ، مظلة ، تتبع الإحداثيات

Summary:

The experimental rockets are rockets designed and realized by organizations or amateurs of Roketery , they are dedicated to the experiment and scientific missions which do not exceed the atmosphere.

A system of recovery has become essential in the conception and the realization of the experimental rockets

In this report we realized a system of recovery of an experimental rocket by passing by two parts, a part which concerns the dimensioning of the three parachutes of recovery with an aim of recovering the rocket and of avoiding the damage of the payload during its impact with the ground, the second part concerns the realization and the design of a beacon of localization which makes it possible to send the GPS coordinates to the stations of ground after the deployment of the parachute.

Key words: recovery, experimental rocket, parachute, localization.