



Fusex Millenium- Curie 1

NOM Prénom	Equipe	Rôle
BRUCHET Luc	Electronique/Informatique	Chef de Projet
HERASIMENKA Alesia	Mécanique	Chef de Projet
ABOUAKIL Majda	Electronique	Système de récupération
GROENINCK Leo	Mécanique	Système de récupération
LOUVAT Alexandre	Electronique/Informatique	Capteurs
ROUAUD Clément	Mécanique	Logistique et finances
SEMAAN Elix	Mécanique	Système de récupération
NAMEKI Malo	Mécanique	Structure
VAYNESS Eyal	Electronique/Informatique	Capteurs
VIOLLET Marie-Lou	Mécanique	Stabilité
CANET Noémie	Mécanique	Stabilité
MERLE Etienne	Electronique/Informatique	Capteurs

Sorbonne Space Program - Association Top Aéro

Septembre 2018 - Juillet 2019

Résumé

Le projet Millenium Curie-1 est la première fusée expérimentale conçue par Sorbonne Université et son club spatial Sorbonne Space Program. En réunissant plusieurs étudiants de niveaux et spécialités différentes, nous nous sommes lancés dans l'aventure Fusex avec l'objectif de pouvoir faire voler avec succès notre fusée. Nous nous sommes concentrés sur une étude mécanique des ailerons et une comparaison des données théoriques et expérimentales en pression, température et vitesse/accélération à l'aide de différents capteurs embarqués.



De gauche à droite sur l'image : Noémie Canet, Majda Abouakil, Luc Bruchet, Alesia Herasimenka, Etienne Merle, Marie-Lou Violette, Malo Nameki



De gauche à droite sur l'image : Eyal Vayness, Alexandre Louvat, Leo Groeninck, Malo Nameki, Noémie Canet



Millenium Curie-1



1. Introduction

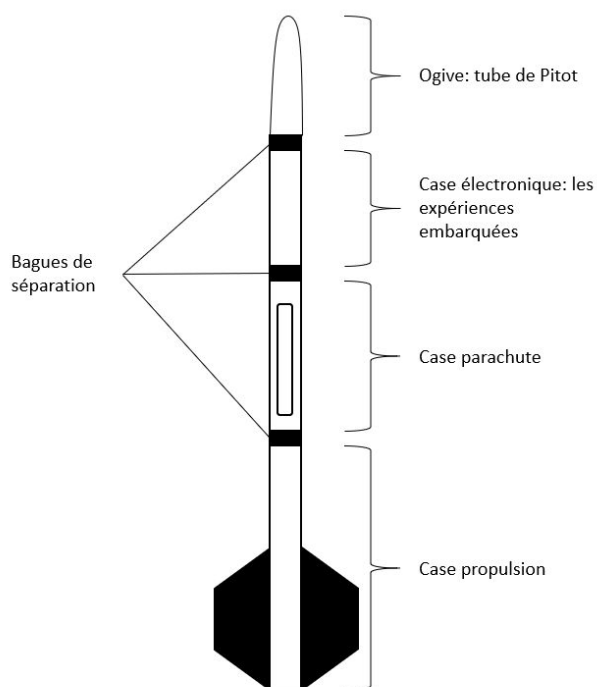
Notre club est né de l'association Top Aéro, l'association d'Aéronautique et Aérospatiale de Sorbonne Université, avec l'objectif de se concentrer sur des projets spatiaux. C'est dans un cadre purement associatif à cheval avec nos études que nous avons réalisé la fusée expérimentale MC-1. L'idée de réaliser une fusée était commune aux membres du club nouvellement formé, nous nous sommes donc organisés pour pouvoir mettre en oeuvre cet ambitieux projet tant au point de vue technique, humain et financier.

Notre équipe comprend 12 membres, qui ont été répartis en deux équipes différentes : l'une dirigée par Alesia Herasimenka pour la partie mécanique, et l'autre par Luc Bruchet pour la partie électronique/informatique.

2. Description mécanique

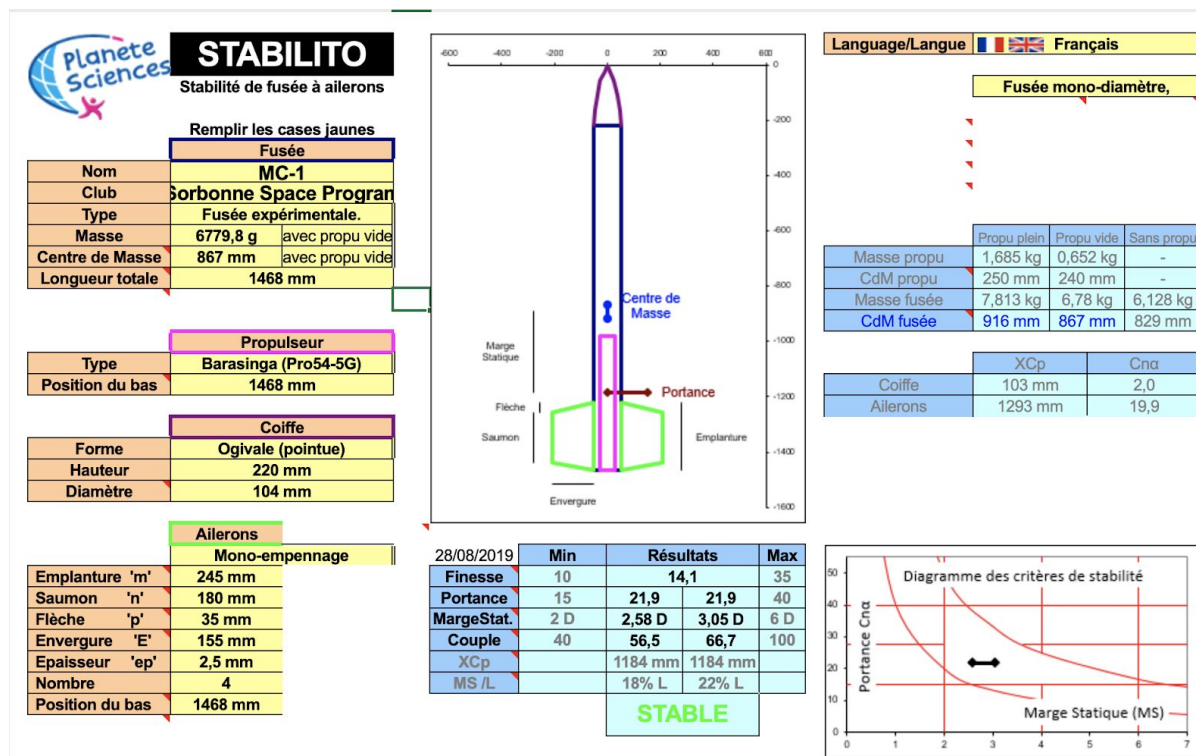
a. Aperçu général de la fusée

La fusée a une longueur totale de 1470 mm, répartie entre les différentes cases/parties, comme montré sur la figure ci-dessous. Le corps de la fusée, qui est porteur, est un tube en aluminium habillé de fibres de carbone, afin de l'alléger.



b. StabTraj & forme des ailerons

L'un des objectifs scientifiques principaux était l'étude du phénomène de l'aéroélasticité. Pour ceci, nous avons décidé de faire les ailerons en forme d'un trapèze isocèle afin de pouvoir calculer la vitesse critique de flottement.

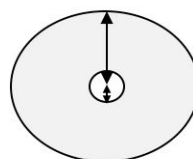


Aperçu du StabTraj final

c. Système de récupération

Le système de récupération se comporte d'un parachute déployé grâce à la temporisation après la détection du lancement de la fusée (en utilisant une prise jack). La porte de la case 'parachute' est attirée par un électroaimant. Une fois que le séquenceur arrête le fonctionnement de ce dernier, deux ressorts poussent la porte qui s'ouvre en tirant le parachute et ainsi en permettant la récupération sécurisée de la fusée.

Rayon extérieur	450 mm
Rayon intérieur	150 mm
Surface para	0,57 m ²

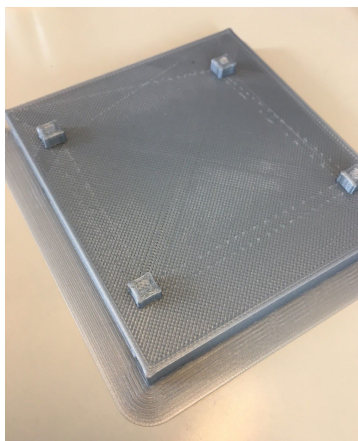




Case parachute intégrée

d. Supports mécaniques des cartes électroniques

Toutes les cartes électroniques se fixent sur des supports plastiques imprimés en 3D, qui s'insèrent sur des tiges métalliques, elles-mêmes fixées à des bagues de séparation dans la case électronique.

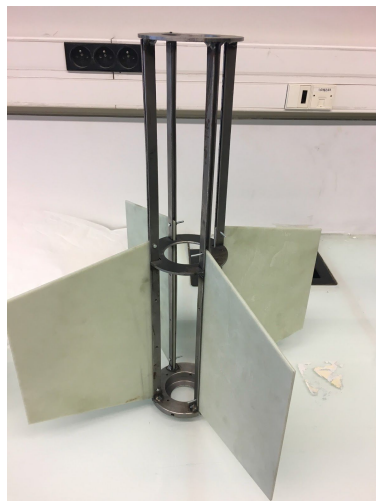
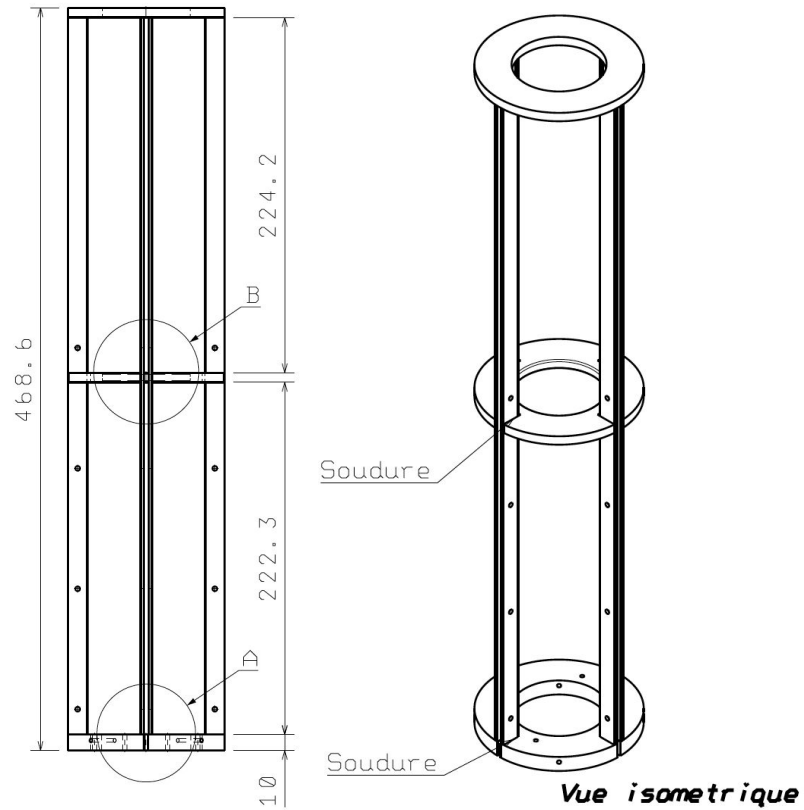


Support de carte électronique

e. Systèmes mécaniques importants

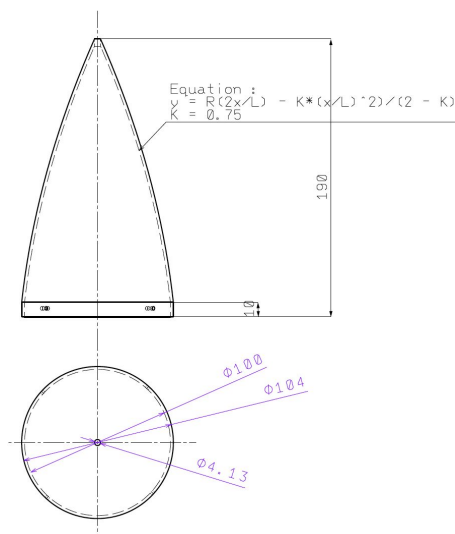
Anneau de centrage moteur

En partant de la structure spécifiée dans le cahier des charges (une bague de poussée accompagnée de deux anneaux de centrage), nous avons également voulu intégrer les ailerons au sein de cette pièce, pour éviter de devoir les fixer contre le corps de la fusée et pour que le profil aérodynamique de la fusée soit le plus propre possible. Ainsi, nous avons eu l'idée de relier les anneaux ainsi que la bague de poussée par des tiges qui allaient servir à visser les ailerons.



Ogive

L'ogive de notre fusée a été créée en impression 3D, et est fixée à une bague avec quatre vis, elle-même reliée au corps en carbone. Elle est dimensionnée pour optimiser l'aérodynamisme de la fusée et intègre l'emplacement du tube de Pitot : celui-ci est placé au sommet de l'ogive et fixé avec de la résine.

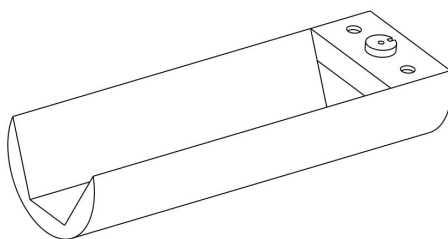


Case électronique

Nous avons eu l'idée de mettre au point une case électronique modulable composée de deux anneaux reliés par six tiges, par lesquelles nous pouvons y introduire des supports imprimés en 3D de cartes (arduino, circuit) voire de batteries, théoriquement facilement remplaçable.

Case parachute

La case parachute est une pièce en plastique imprimée en 3D, dont la partie centrale accueillant le parachute possède des bords inclinés de manière à faciliter la sortie du parachute du corps de la fusée. La partie haute de la case a été conçue pour intégrer l'électro-aimant ainsi que deux ressorts.



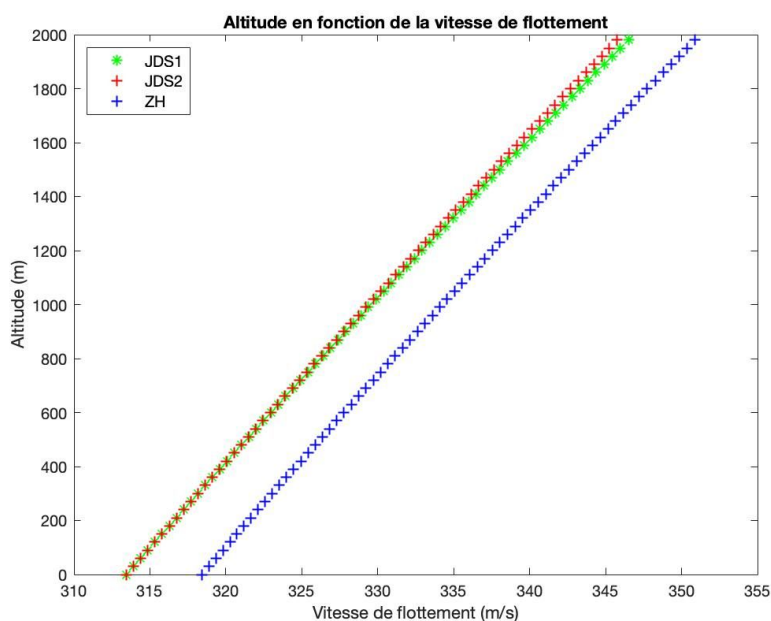
Porte parachute

La porte a été créée en impression 3D par poudre puis renforcée de résine et tissu de verre, est un élément essentiel de la fusée. Sa face extérieure doit correspondre à la silhouette du corps de la fusée pour ne pas impacter son aérodynamisme, et sa face intérieure est l'interface avec le système d'éjection permettra au parachute de se déployer.

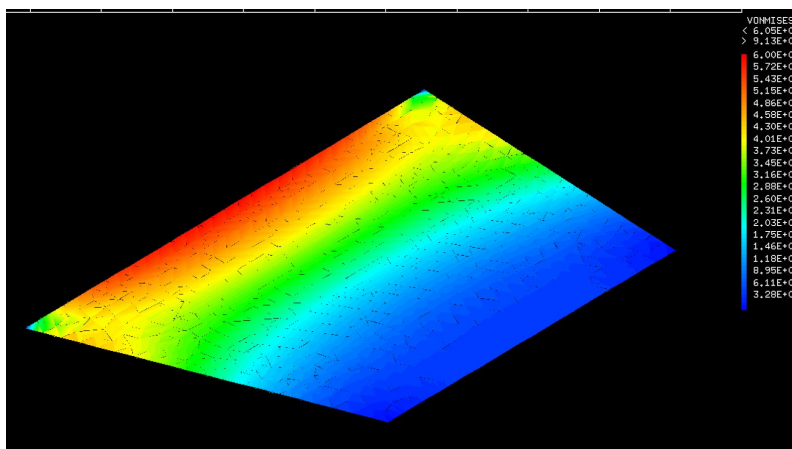


f. Étude mécanique des ailerons (statique et dynamique)

Nous nous sommes intéressés au phénomène de flottement aéroélastique qui pourrait apparaître sur les ailerons. Pour s'assurer de ne pas entrer dans des vibrations critiques au cours du vol, nous avons dimensionné les ailerons de sorte que leur vitesse critique de flottement soit supérieure à la vitesse maximale atteinte par la fusée. Nous avons pour cela utilisé des modèles simplifiés de calcul, et avons obtenu la courbe suivante pour nos ailerons (en comparant trois modèles afin de s'assurer un résultat cohérent) :



Nous avons également réalisé l'étude de tenue mécanique en statique des ailerons, et ce à l'aide de Castem, logiciel de simulation numérique utilisant la méthode des éléments-finis. Nous avons ainsi pu nous assurer que nous respections le cahier des charges en terme de résistance aux forces longitudinales et transversales.

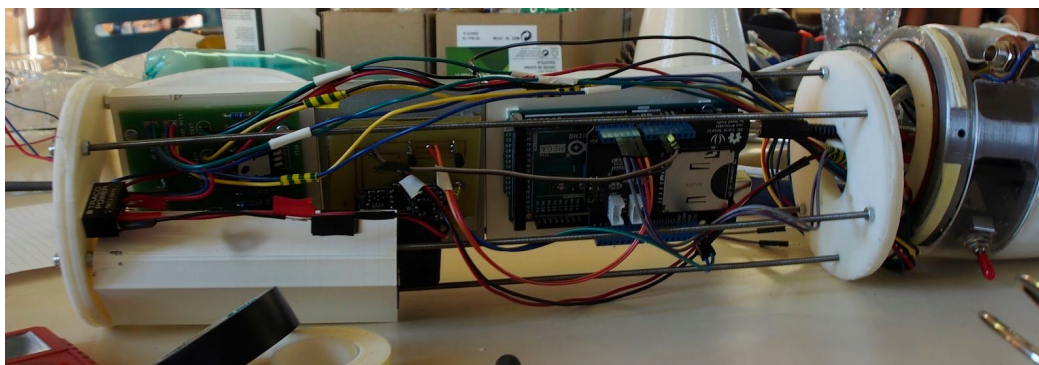


Notre étude sur les différents matériaux nous a dirigé vers des ailerons en fibre de verre, que nous avons réalisés nous-même. Nous avons ensuite dû remplacer, pour des raisons techniques, ces derniers par des ailerons en aluminium qui convenaient tout aussi bien.

3. Description électronique

a. Aperçu général de l'électronique embarquée

Nous utilisons en tout deux circuits imprimés, l'un dédié au séquenceur, l'autre aux capteurs de la partie expérience scientifique.



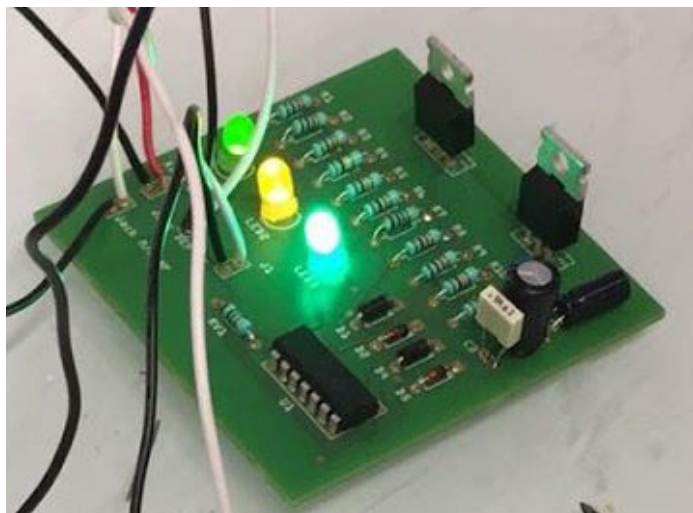
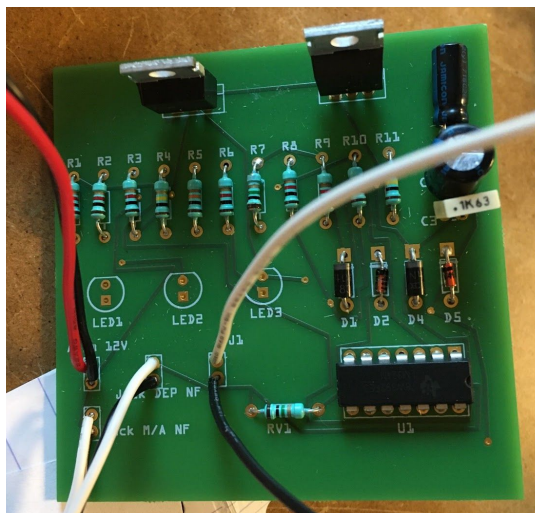
Case électronique assemblée

b. Le séquenceur : la minuterie

Le circuit imprimé du séquenceur est indépendant d'une carte Arduino : en effet, nous avons pris l'exemple du circuit proposé par Planète Sciences et l'avons reproduit. Ce séquenceur a alors, 17 secondes après la détection du décollage par l'arrachage d'une prise jack, alimenter l'aimant, ce qui a permis l'ouverture de la porte du parachute. Le temps d'ouverture de la porte parachute est fixé par la résistance RV1, que l'on voit en bas du circuit imprimé sur la photo suivante.



Cette carte reçoit une alimentation de 12V par des piles de 1,5V disposées en séries.



c. La carte expérience

D'autre part, le circuit imprimé des capteurs fait l'interface entre les capteurs et la carte Arduino Mega avec les différentes prises. L'alimentation 5V viendra de la carte Arduino aussi, qui sera elle-même alimentée avec une pile carré de 9V.

Le système d'enregistrement est la carte Arduino elle-même : elle enregistre toutes les données des capteurs sur mémoire externe (carte SD), qui pourront alors être récupérées et traitées sur logiciel.

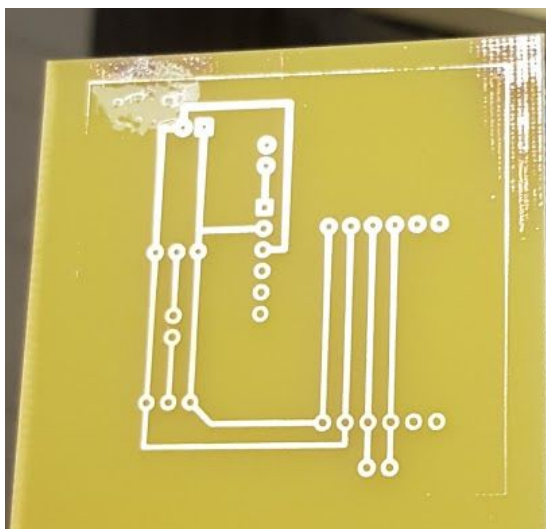


Photo du circuit imprimé pour les capteurs



4. Expériences

a. But de l'expérience et paramètres mesurés

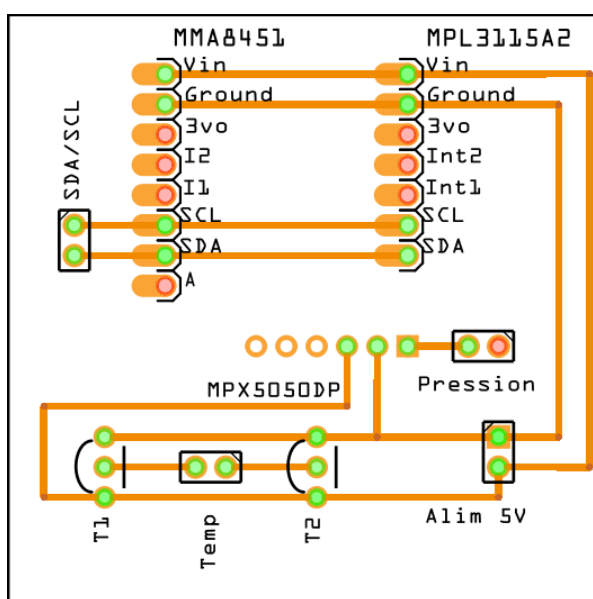
L'expérience embarquée est de comparer les valeurs théoriques et expérimentales de plusieurs grandeurs atmosphériques, à savoir la pression, la température, ainsi que la vitesse et l'accélération. L'objectif est d'une part de voir si la prédiction faite par Stabtraj est juste, et à quel niveau de fiabilité, puis d'autre part si les niveaux de pression et de température sont en accord avec ce que nous devrions observer.

b. Capteurs embarqués

Nous embarquons à bord de la fusée les capteurs suivants :

- Le capteur MPL3115A2 mesure les grandeurs de pression (en kPa), altitude (m et ft) et température (Celsius).
- Un accéléromètre MMA8451 mesure la position, la vitesse et l'accélération de la fusée.
- Deux capteurs MCP9700 mesurent la température en degrés Celsius (en double pour avoir une comparaison entre les deux et pour éviter le risque que nous perdions un capteur).
- Un tube de Pitot, relié à un capteur MPX5100DP, mesurera de facto les pressions dynamique et statique pendant le vol et donc la vitesse de la fusée.

Dans notre montage électronique, nous combinons capteurs analogiques et capteurs connectés en I2C, qui est un standard de branchement électronique. Ces différentes versions et fonctionnalités des capteurs choisis nous permettent de voir la différence entre deux des standards du monde de l'électronique. Tous ces capteurs seront reliés à une carte Arduino Mega, qui réceptionne sur une carte SD (en fichier .csv) les données des capteurs. Ci-dessous le plan du circuit imprimé qui contient tous les capteurs cités précédemment. Les prises alimentations (Alim 5V), SDA/SCL, Temp et Pression sont les interfaces soudées et reliées à la carte Arduino Mega.



En guise d'exemple de présentation des résultats, la figure suivante représente un test effectué avec l'altimètre MPL3115A2 sur une période d'environ 20 minutes en pression, altitude et



température. Pour ce qui est des gammes des grandeurs attendues, nous nous attendons en pression à descendre de 1000 hPa à 600 hPa environ (pression au niveau de la mer à pression à environ 2000 m), et en température de passer d'environ 30°C à 15-20°C environ (perte de 6,5°C tous les 1000 m dans la troposphère).

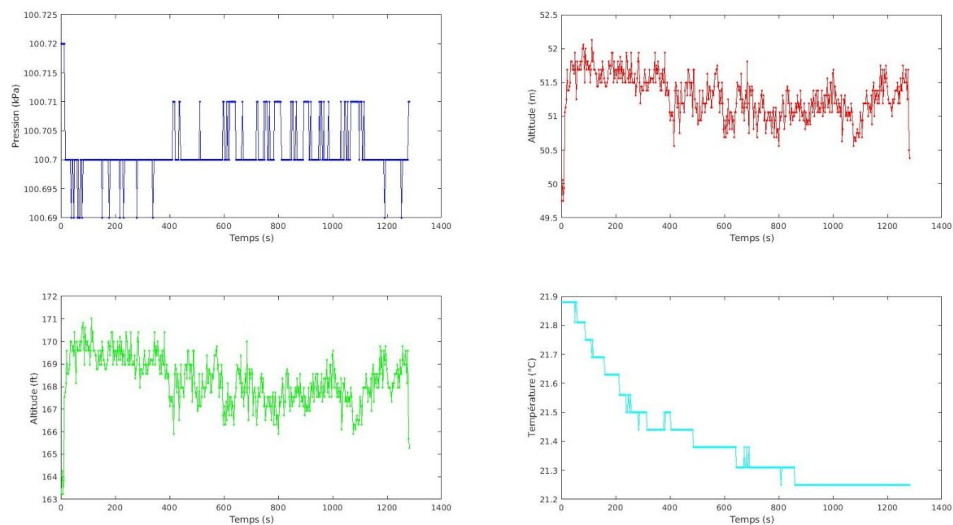


Figure : Graphique des différentes grandeurs physiques effectuées avec le MPL3115A2



5. Déroulement du vol

Le décollage de la fusée MC-1 a eu lieu jeudi 18 juillet 2019 à 15h28 sur la base air-sol du camp de Ger, par temps nuageux.



Décollage de MC-1

La fusée est descendue sous son parachute après un vol nominal d'environ 2min10.

Nous l'avons retrouvé dans un champ de maïs, en parfait état, avec aucune pièce manquante ou cassée.



Récupération de MC-1

6. Résultats

a. Exploitation et analyse des résultats

Nous avons réalisé l'étude post-vol avec Matlab des fichiers csv de chacun des trois capteurs embarqués. Une première estimation du temps de vol avec l'horodatage des photos et vidéos de notre lancement a été faite, nous avons pu estimer que la fusée a volé 140 secondes. Puis enfin une précision a pu être apportée avec l'accéléromètre qui a pu détecter la brusque variation de vitesse du décollage et l'immobilisation lors de l'atterrissage : le temps de vol a été de 133 secondes.

Sur les graphes suivants, l'échelle de temps a été réduite dans un intervalle [5150, 5300] secondes environ, il s'agit de l'intervalle correspondant à notre temps de vol. Nous avons allumé bien avant le départ notre chaîne de mesure, ce qui explique que notre échelle commence à cet instant.

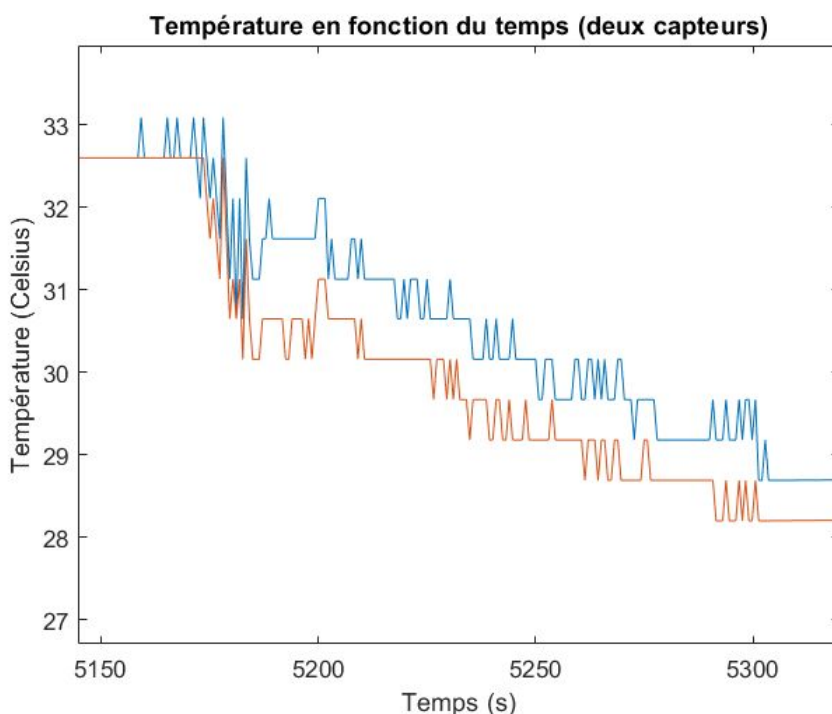


Figure 1 : Température de l'air en fonction du temps

Le graphe précédent (Figure 1) représente l'évolution de la température en fonction du temps sur notre temps de vol. Les points de mesure des deux capteurs de température MCP ont été superposés pour pouvoir faire une comparaison. Les deux capteurs sont fidèles, avec au maximum une différence d'un degré Celsius. Cela semble beaucoup, mais l'on remarque aussi que les capteurs ont mesuré la température par paliers de niveaux : on voit ici entre chaque mesure un δ_{temp} égal à 0,5 °C. Nous n'avons donc pas une mesure extrêmement précise. Cependant, on peut noter que nous n'avons pas vraiment mesuré la température de l'atmosphère, mais l'air à l'intérieur de la fusée, expliquant en partie l'observation d'une courbe de tendance. Le corps de la fusée a joué le rôle d'isolateur, et nos capteurs ont ainsi mesuré l'air d'un espace presque fermé. Mais l'évolution reste logique : en montant d'altitude, l'air ambiant est plus froid qu'au sol, ce dernier étant réchauffé par les radiations lumineuses du soleil. Nous avons donc pu mesurer la variation relativement grande de



température entre le sol et en altitude : entre le lancement et l'atterrissage, nous observons un Δ_{temp} de 3°C.

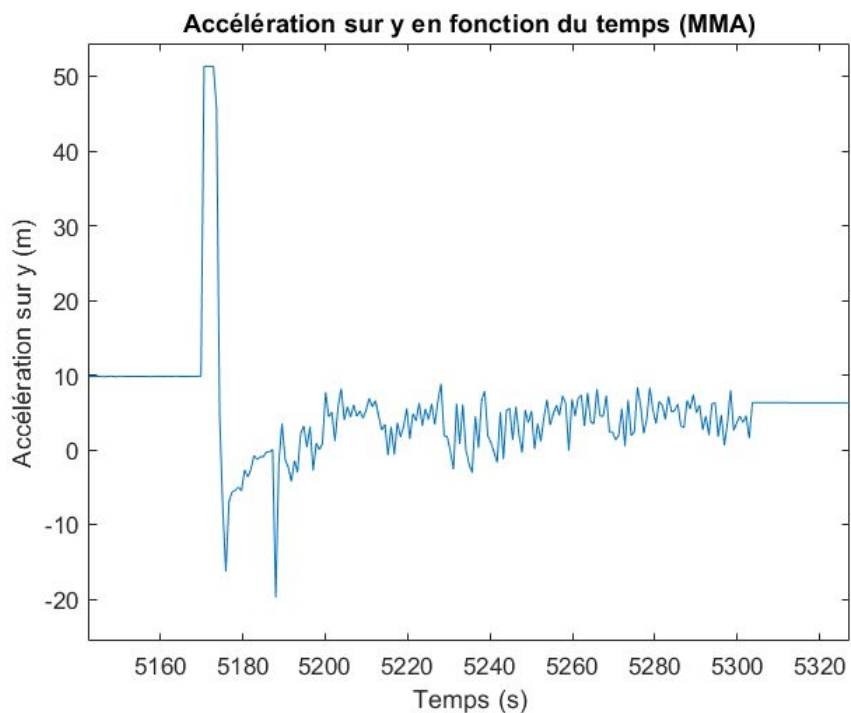


Figure 2 : Accélération sur l'axe y de la fusée en fonction du temps

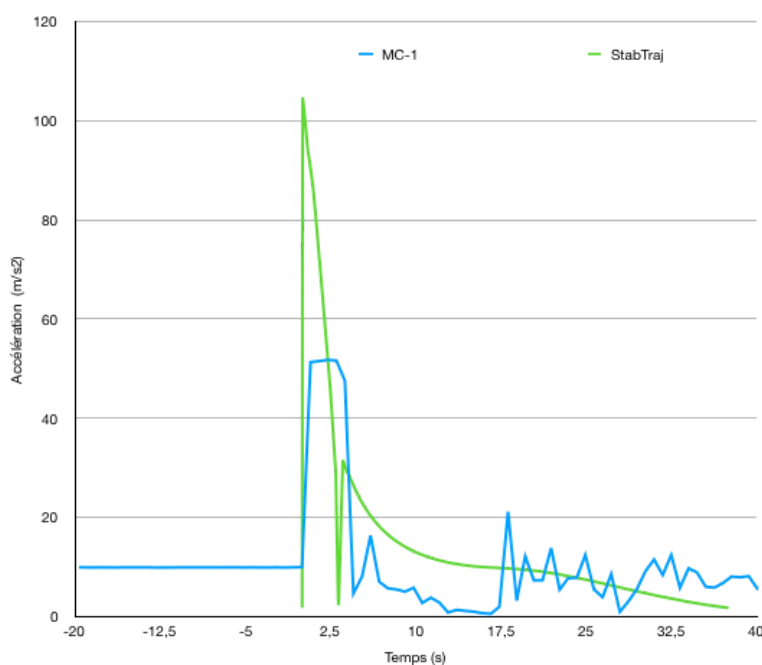


Figure 3 : Comparaison entre l'accélération théorique et l'accélération expérimentale au cours du temps

L'accéléromètre nous a donné des résultats très concluants. Au lieu de représenter les accélérations sur les 3 axes, nous allons présenter uniquement les résultats les plus significatifs. La Figure 2 représente l'accélération de la fusée sur l'axe y en fonction du temps. L'axe y est ici le plus significatif du fait de l'orientation initiale de la fusée : notre accéléromètre était orienté de telle manière que son axe y de mesure coïncidait avec notre axe vertical de hauteur. Nous le voyons très



bien sur le graphe : en condition statique notre fusée est soumise à une accélération verticale de 10 m.s^{-2} , soit l'accélération gravitationnelle terrestre. Nous pouvons ici très bien voir l'accélération brutale de la fusée à l'instant $t_0 = 5171 \text{ s}$ correspondant à l'allumage du moteur, une première décélération vers $t_1 = 5176 \text{ s}$ pouvant correspondre à l'arrêt du moteur, puis une deuxième moins importante vers $t_2 = 5185 \text{ s}$ (2e pic) pouvant correspondre à l'ouverture de notre parachute. Cela serait très logique, notre séquenceur devant actionner l'ouverture du parachute après un temps de 15 secondes environ. On peut ajouter que la fusée a dû supporter lors de l'ouverture du parachute une décélération égale à environ 2,2 g.

Selon la Figure 3, on peut conclure que nos résultats sont relativement satisfaisants avec la théorie. Cependant on peut quand même faire la remarque que nous n'avons pas assez de points pour pouvoir entièrement suivre la courbe théorique. Cela est causé par la faible fréquence de la chaîne d'acquisition, et l'on peut directement voir les conséquences d'une telle erreur : il nous manque l'accélération maximale, et de beaucoup (un facteur 2).

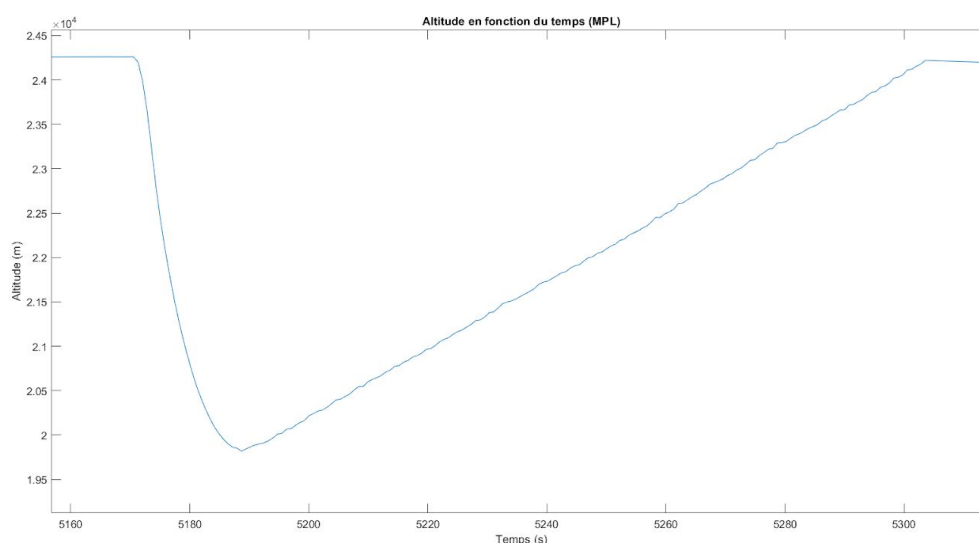


Figure 3 : Evolution de l'altitude de la fusée en fonction du temps

La Figure 3 précédente représente les mesures effectuées par le baromètre MPL pour l'altitude de la fusée. Nous pouvons tout de suite remarquer que la courbe est inversée. Pour une raison inconnue, le capteur semble ne plus avoir fonctionné de manière normale : son comportement était déjà faux dès l'actionnement de la chaîne de mesure. Mais on peut cependant dire que l'évolution corrigée semble juste : on observe une rapide augmentation de l'altitude en un cours instant, puis une lente descente à vitesse constante jusqu'à l'atterrissage. Si l'on s'intéresse aux mesures obtenues, on observe une différence de plus de 4000 m, ce qui est très irréaliste : le Strabtraj de notre fusée expérimentale indiquait une altitude maximale de 2000 m. Nous ne pouvons pas expliquer le comportement présent du capteur au niveau des échelles de mesures, mais nous observons bien une évolution logique. Lors des tests, le capteur était fonctionnel sur une longue durée de temps; à ce stade, nous ne pouvons que supposer le mal fonctionnement du capteur qui a ajouté une erreur énorme lors de l'enregistrement sur la carte SD de l'Arduino.

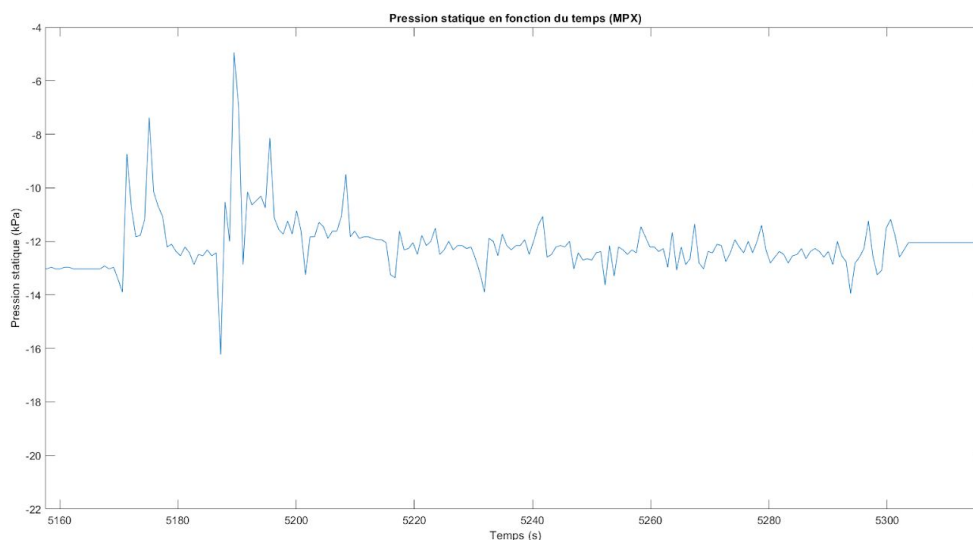


Figure 4 : Pression statique atmosphérique en fonction du temps

La Figure 4 représente les mesures effectuées par le capteur de pression différentielle MPX sur la pression statique. Ce capteur mesurait à la fois la pression statique et la pression dynamique. Malheureusement les données renvoyées par le capteur sont inexploitables : d'une part, les valeurs numériques sont négatives pour les deux grandeurs mesurées, et d'autre part nous ne voyons pas une raison qui puisse expliquer un tel décalage. Nous ne pouvons que supposer que la fréquence d'acquisition était trop faible, d'où un manque de points pour pouvoir vraiment observer une tendance ou pas, et peut être une mauvaise implémentation de l'étalonnage dans le code Arduino. De plus, peut être que le capteur choisi était beaucoup restrictif dans une certaine gamme de pression, ne nous permettant pas d'avoir un point de vue global des échelles de pression rencontrées de manière précise : le baromètre MPL était censé nous fournir aussi une mesure de pression, pas aussi précise qu'un capteur de pression dédié comme un MPX, mais il n'a pas fonctionné de la manière souhaitée. Ainsi nous ne pouvons pas nous appuyer sur une autre chaîne de mesure.

b. Regard critique sur l'expérience

La première critique que nous pouvons avoir sur notre expérience est la faible fréquence d'acquisition des données. Nous remarquons bien sur chacune de nos mesures que l'intervalle entre chaque mesure est relativement grand, nous donnant en conséquence une forte incertitude sur la justesse de la mesure. Certains capteurs étaient limités à une fréquence, quand d'autres voyaient leur précision chuter à une fréquence relativement rapide : il a fallu choisir une fréquence d'acquisition qui puisse convenir pour tous les capteurs, mais avec le recul nous aurions pu et dû augmenter cette fréquence. Il s'agit de la première fois que nous conduisons de telles expériences sur un système mécanique comme une fusée, et d'une certaine manière il s'agit d'un excellent retour sur expérience.

Sur les expériences annoncées, il a fallu écarter l'expérience de la caméra. Nous avons dû choisir sur place si nous souhaitions assurer les expériences qui allaient fonctionner avec une grande probabilité. La leçon ici est que nous avons sûrement sous-estimé l'intégration de tous les capteurs et



expériences à bord de la fusée : nous avons dû faire des choix à la fois pour des raisons mécaniques mais aussi électronique.



7. Conclusion

Pour notre premier projet de fusée expérimentale, nous avons réussi à concevoir une fusée qui a effectué un vol nominal et qui nous a permis de récupérer des données à exploiter.

Bien que toutes les données ne soient exploitables, nous pouvons retenir certains points à modifier pour que nos futures expériences soient plus fiables et concluantes (comme l'augmentation de la fréquence d'acquisition, le placement du capteur de température à l'extérieur de la fusée et non à l'intérieur). Le système d'éjection a très bien fonctionné, la chaîne de mesure électronique était robuste et la mécanique de la fusée a fait ses preuves. En effet, aucune pièce s'est abîmée ni au cours du vol ni lors de l'atterrissage. Nous poursuivrons le développement nos futurs projets avec de bonnes bases.

Nous pourrions intégrer à notre prochaine fusée expérimentale une caméra afin d'analyser les déformations des ailerons, expérience que nous aurions voulu réaliser cette année. Nous essayerons également d'intégrer un système de télémétrie.



Remerciements

Finalement, nous voudrions remercier chaleureusement notre professeur Jean-Camille Chassaing, qui a suivi tout le projet et qui était toujours là pour répondre à nos questions et nous aider. De plus, nous voudrions remercier Christian Simon et toute l'équipe du FabLab de Sorbonne Université qui a mis à notre disposition tous les outils nécessaires pour la conception de la fusée, même pendant les jours de fermeture officiels. Nous avons également utilisé les outils du Département de Mécanique de Sorbonne Université pour réaliser notre projet, c'est pourquoi nous leur sommes très reconnaissants.

Nous aimerions également remercier la commission FSDIE qui nous a accordé les fonds financiers pour pouvoir mener le projet, sans qui il aurait été impossible de mettre en oeuvre ce projet.

De plus, nous aimerions mentionner plusieurs entreprises qui nous ont aidé financièrement pour la réalisation du projet:

- Satys Interiors pour la réalisation des ailerons en fibre de verre
- EAURIDIS, pour la découpe au jet d'eau des ailerons en fibre de verre
- Mateduc Composites, pour le corps de la fusée en fibres de carbone
- Impression 3D, pour l'impression de la porte de la fusée
- SOLARMTEX, pour le parachute
- Metalaladecoupe, pour les ailerons en aluminium