

DOCUMENT DE FIN DE PROJET

C'space 2025 - Fourneyron

Noé BOCHATON
Antonin BONNEAU
Matthias CALMES
Quentin LIOGIER

MINES SPACE

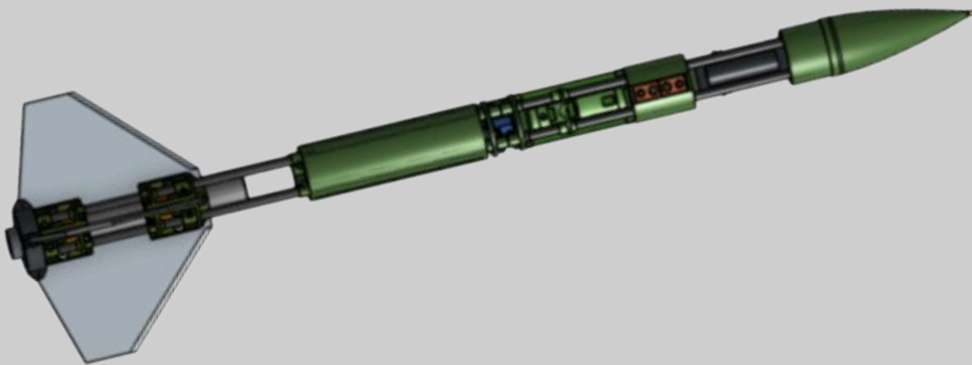


© 2025 CNES Planète Sciences Charles Pilon



SOMMAIRE

- 1 ORGANISATION**
- 2 CONCEPTION STRUCTURELLE**
- 3 SYSTÈME DE RÉCUPÉRATION**
- 4 CONCEPTION ÉLECTRONIQUE**
- 5 SIMULATIONS**
- 6 C'SPACE 2025**
- 7 CONCLUSION**



1.1 CONTEXTE



Chaque année, l'association **Planète Sciences**, en collaboration avec le **CNES**, organise le concours **C'Space**. Ce concours propose principalement deux catégories de participation :

- Les minifusées
- Les fusées expérimentales

Puisqu'il s'agissait de notre premier projet, nous avons jugé plus sage de nous lancer dans la conception d'une minifusée. Ce choix nous a permis d'aborder chaque étape du projet avec rigueur, en prenant le temps de porter attention aux détails et en planifiant au mieux notre emploi du temps, ce qui nous a permis de respecter systématiquement les délais. Cette expérience nous a également donné la confiance nécessaire pour envisager, à l'avenir, la réalisation d'une fusée expérimentale. Tout au long de notre projet, nous avons été guidés par des professionnels à travers les **RCE** (Rencontres Clubs Espace), ainsi que grâce à un suivi sur la plateforme **SCAE**, où nous avons pu rendre compte de notre avancement en transmettant plusieurs documents et en échangeant directement avec les bénévoles de **Planète Sciences**.

1.2 OBJECTIFS

OBJECTIFS - EXPÉRIENCE

Notre expérience consiste à déterminer par la mesure l'apogée de la fusée étudiée et de la comparer avec les valeurs de simulation. L'idée est de capter l'instant où la vitesse s'annule pour y déclencher le système de récupération. Pour cela, nous équipons notre fusée d'un capteur de pression différentielle et d'un altimètre (baromètre) pour construire une sonde Pitot.

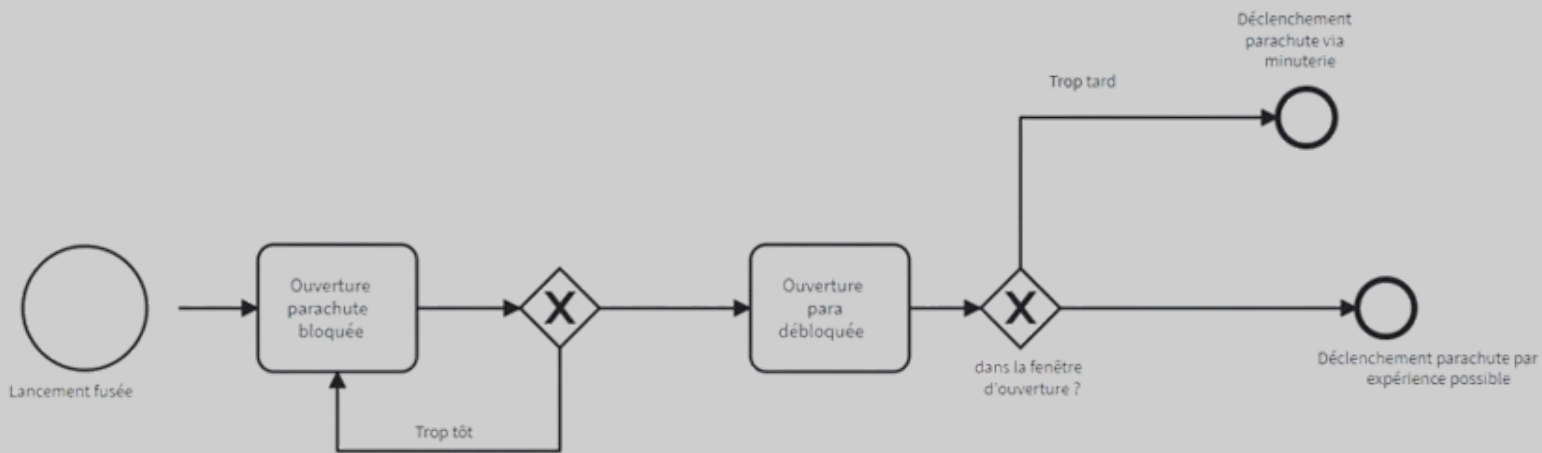
Il s'agit du premier projet de notre équipe et il vise à améliorer nos outils de conception pour faire une Fusex l'année prochaine.

CONTRAINTE

Nous nous attendons à ce que l'apogée soit proche des valeurs de simulation. Pour être en accord avec la règle **RC2***, nous donnons le dernier mot à la minuterie pour le déclenchement du système de récupération.

Voici un chronogramme décrivant la séquence d'actions pour le déclenchement :

1.2 OBJECTIFS

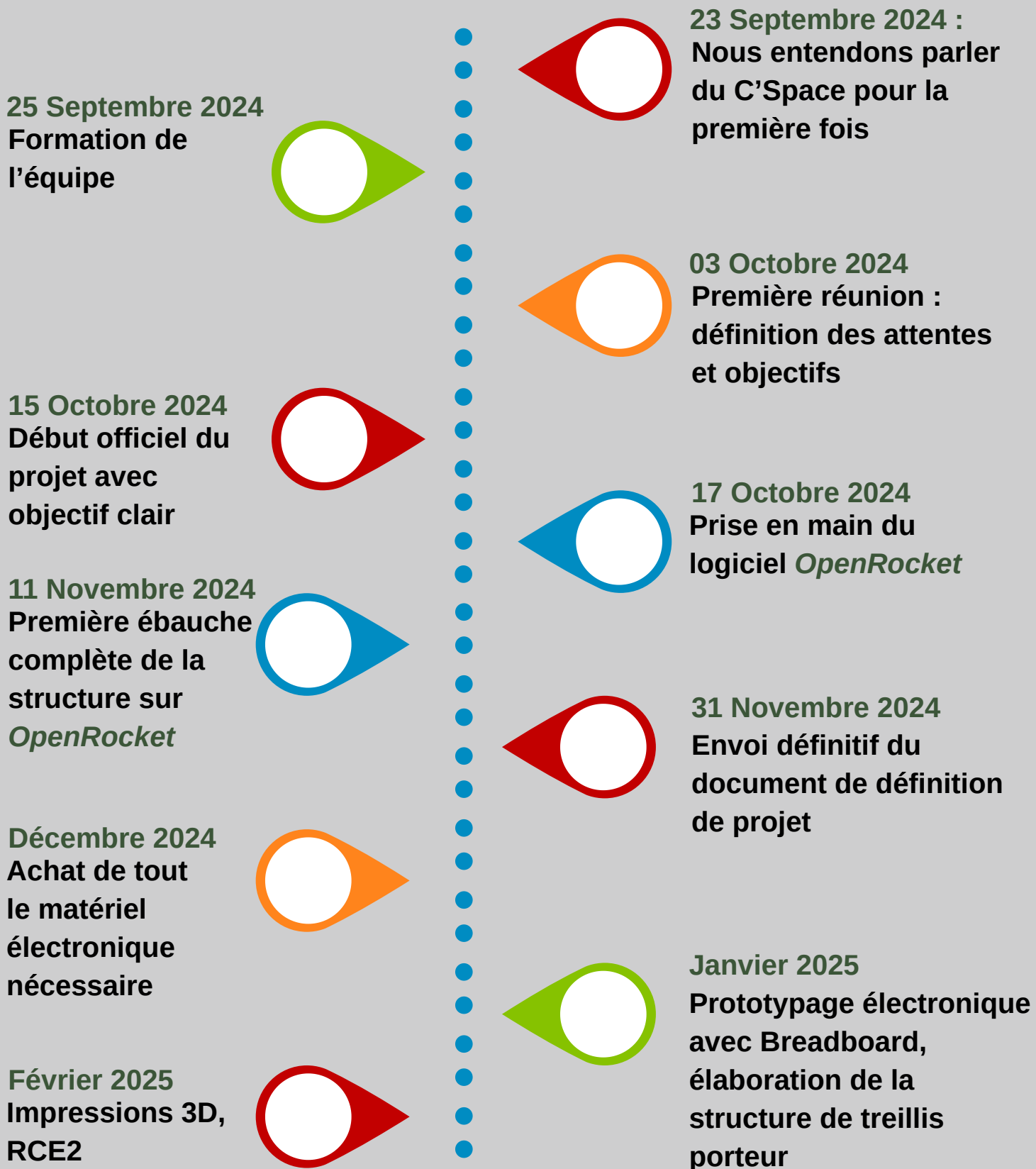


Ainsi, si notre apogée expérimentale n'est pas située à $\pm 2s$ de l'apogée théorique, nous n'aurons pas de déclenchement direct à l'apogée du système de récupération mais nous pourrons tirer une conclusion intéressante sur la précision du modèle de simulation.

RC2*

La fusée doit être munie d'un système réglable en temps permettant la mise en oeuvre d'un ralentisseur à la culmination (point le plus haut de la trajectoire).
Celle-ci doit être mise à feu à $\pm 2s$ de l'apogée.

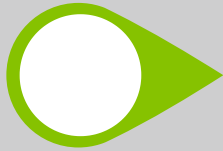
1.3 CHRONOLOGIE DU PROJET



1.3 CHRONOLOGIE DU PROJET

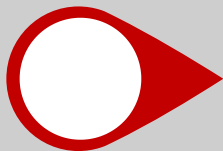
Avril 2025

Conception des dernières pièces en 3D. Impressions et améliorations



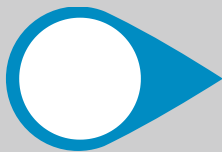
Début Juin 2025

Soudures finales pour l'électronique



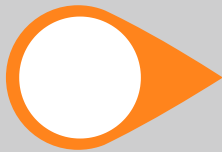
Fin Juin 2025

Équilibrage final des masses, prise en comptes des remarques de la RCE3



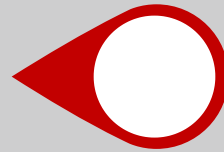
09 juillet, matin

Lancement de *Fourneyron*



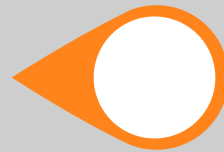
12 Mars 2025

Fin de la conception du PCB



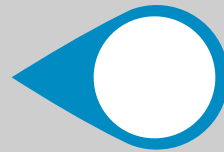
Mai 2025

Découpe des ailerons dans leur matériaux final après plusieurs tests. Montage complet



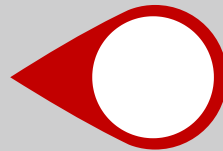
14 Juin 2025

RCE3



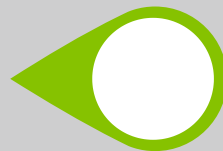
05 Juillet 2025

Arrivée au camp du premier régiment des Hussards Parachutistes à Ger (64)



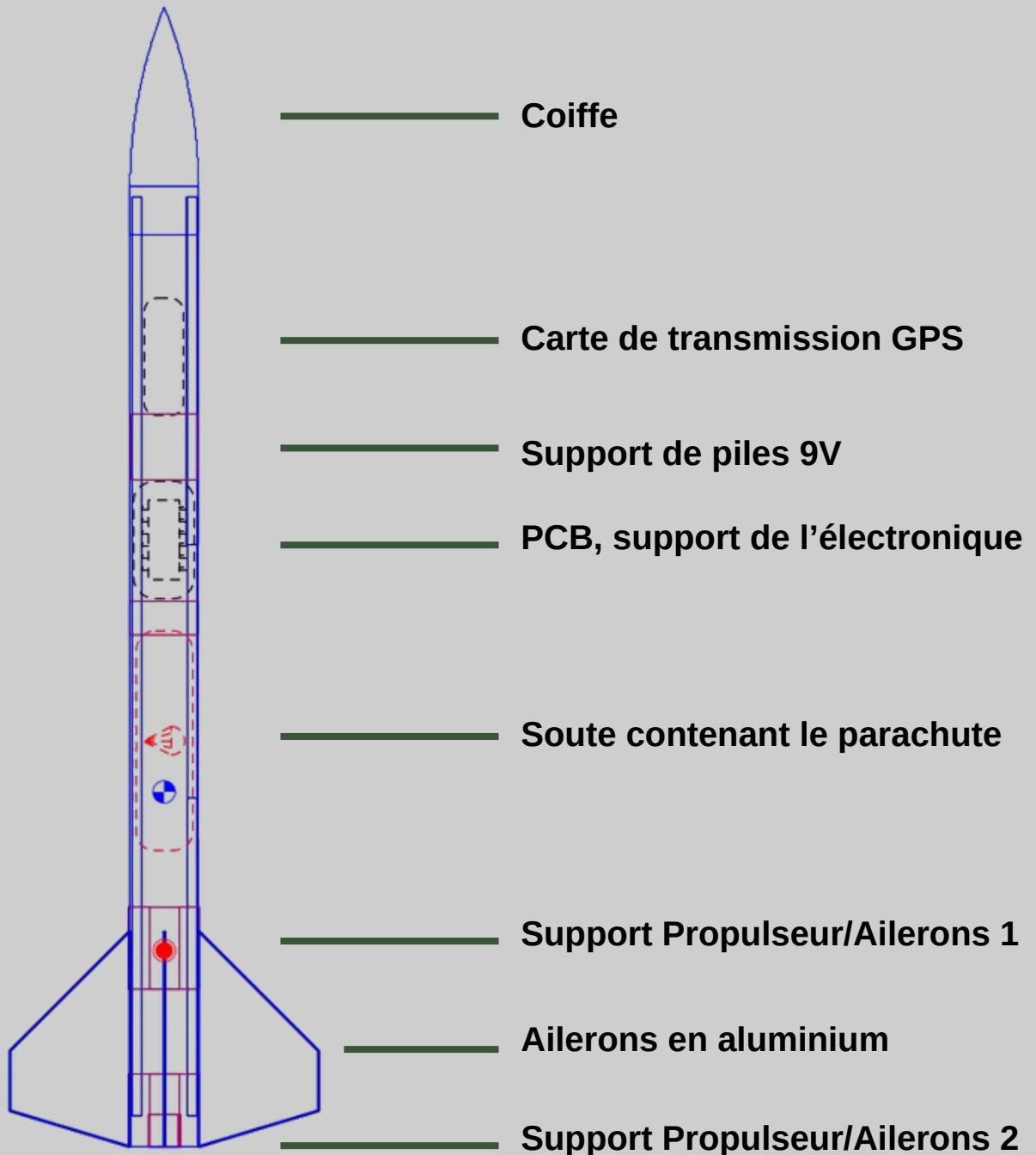
31 Août 2025

Rendu final du rapport de fin de projet



2.1 ARCHITECTURE ET DIMENSIONNEMENT

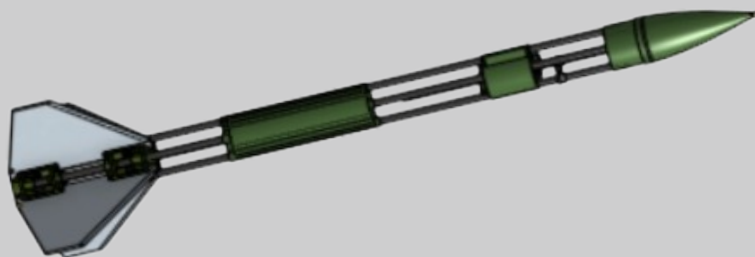
Dans cette partie, le détail des pièces et éléments se fera de bas en haut en suivant la longueur de la fusée.



2.1 ARCHITECTURE ET DIMENSIONNEMENT

UNE VUE D'ENSEMBLE

Nous avons opté pour une structure de treillis porteur, c'est-à-dire une structure interne solide dont les différentes pièces sont toutes fixées les unes par rapport aux autres. La peau n'a qu'un rôle de couverture et n'a donc pas besoin d'être particulièrement résistante. Dans notre cas, elle coulissait par le dessus, puis la coiffe venait se fixer au sommet. La structure était composée de plusieurs pièces en PETG, traversées par quatre tiges en carbone de 6 mm de diamètre interne et 8 mm de diamètre externe. Les pièces étaient ensuite fixées aux tiges avec des inserts. Cette structure solide nous a permis d'opter pour un tube de corps en carton de 54 mm de diamètre interne et de 57 mm de diamètre externe imprégné de résine phénolique, particulièrement léger et limitant le phénomène de cage de Faraday avec la transmission de données GPS.



La fusée a une masse totale de 1.572 kg et une longueur totale de 950 mm. Son centre de gravité est situé à 652 mm de la pointe de l'ogive.

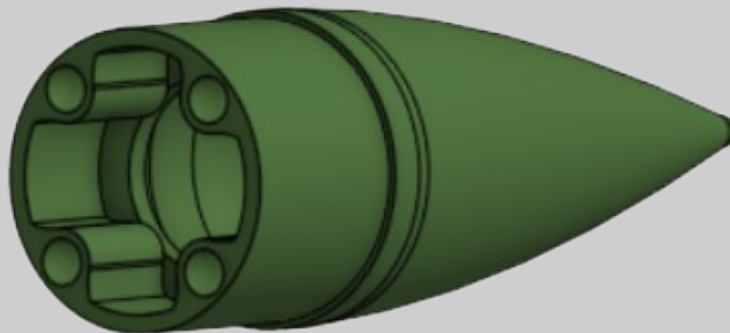
2.2 LES PIÈCES



2.2 LES PIÈCES

LA COIFFE

Nous avons choisi une coiffe de forme ogivale, offrant de meilleures performances aérodynamiques qu'une coiffe conique. En revanche, sa géométrie plus complexe nous a contraints à recourir à l'impression 3D. Pour l'ensemble de nos pièces, nous avons utilisé du PETG comme matériau d'impression, car il est à la fois léger, résistant et moins sensible à la déformation sous l'effet de la chaleur que le PLA.



Les dimensions de la coiffe sont les suivantes :

Forme du cône de la fusée:	Ogive	
Paramètre de la forme:	1,0	
Longueur:	15	cm
Diamètre de la base:	5,7	cm
	☐ Automatique	
Epaisseur de la paroi:	0,5	cm
	☐ Aspérités bouchées	
	☐ Flip to tail cone	

2.2 LES PIÈCES

PIÈCE D'ACTIONNEURS ET D'INDICATEURS

La pièce est formée tout en longueur, la présentation de chacune des fonctions est faite de la gauche vers la droite sur la photo (du bas vers le haut de la fusée).

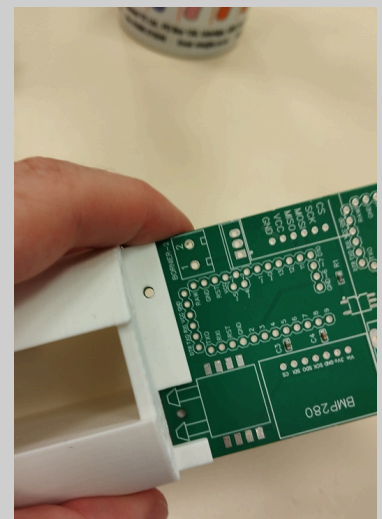
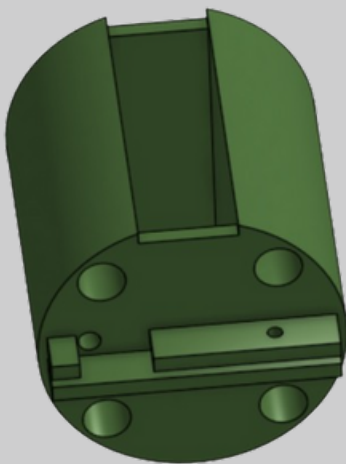


À l'extrémité se trouve une LED servant d'indicateur visuel pour les différents modes de fonctionnement de la fusée. Vient ensuite un interrupteur externe permettant l'ouverture manuelle de la trappe, uniquement lorsque le connecteur jack n'est pas branché. Le port jack, quant à lui, permet la détection du décollage. Enfin, l'alimentation générale de la fusée est activée en basculant l'ensemble des interrupteurs du DIP switch en position haute.

2.2 LES PIÈCES

SUPPORT DE PILES ET PCB

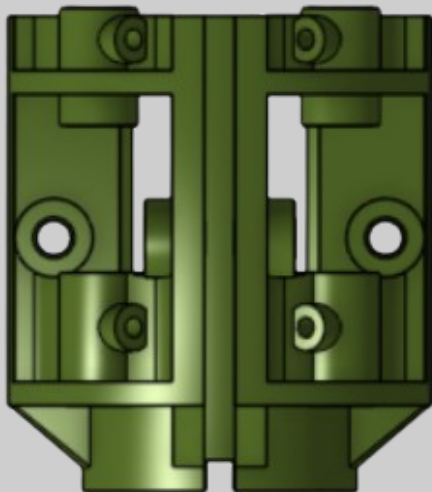
Cette pièce assure plusieurs fonctions : elle sert de support pour les piles, de support supérieur pour la carte PCB ainsi que de support inférieur pour la carte LilyGO. Par ailleurs, un petit trou situé à l'extrémité du capteur de pression différentielle permet le passage d'un tube en silicone. Ce tube remonte jusqu'à la partie supérieure de la fusée, où il est connecté à la sonde Pitot et passe dans le tube d'aluminium situé en haut de la fusée.



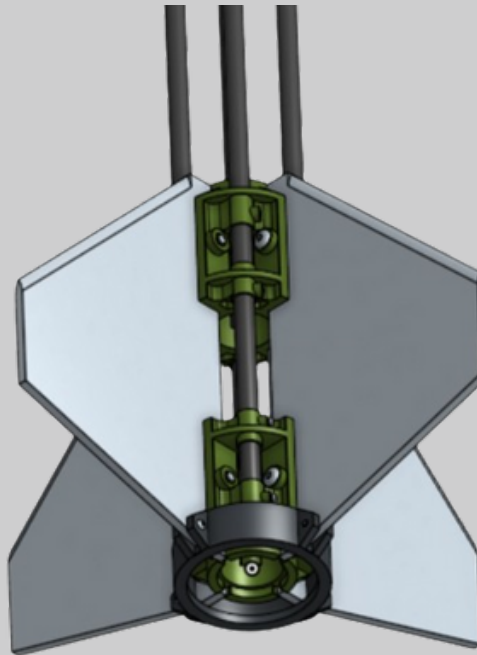
2.2 LES PIÈCES

SUPPORT DU PROPULSEUR

Cette pièce est située au niveau des ailerons, maintenus en position à l'aide d'inserts filetés et de vis. Dans sa partie inférieure, une bague de support vissable a été ajoutée afin de fixer solidement le propulseur. Elle joue également un rôle de support pour les tiges en carbone assurant la structure du treillis. Une pièce similaire est placée un peu plus haut pour avoir un deuxième point d'ancrage pour les ailerons.



2.2 LES PIÈCES



Ces pièces ont été conçues sur mesure pour accueillir le propulseur **Pandora** (Pro 24 6G BS) fourni à l'occasion du C'Space. Voici ses caractéristiques techniques :

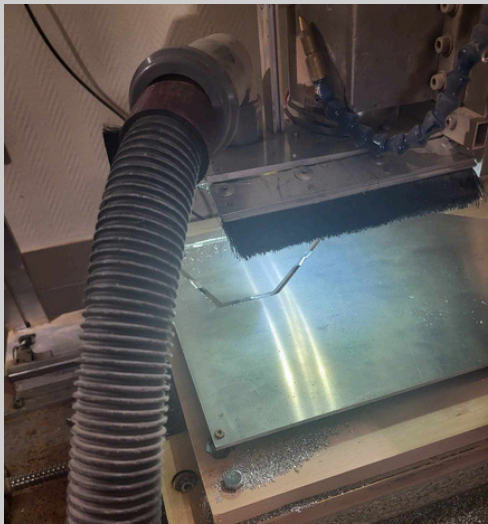
Description	Value	Unit
Masse totale	0.1599	kg
Masse à vide	84.3	g
Masse du chargement	0.0756	kg
Position du centre de gravité ¹ plein	114	mm
Position du centre de gravité ¹ vide	114	mm
Longueur totale	228	mm
Diamètre nominal enveloppe métallique	24	mm
Poussée Maximale	250	N
Poussée moyenne	100	N
Impulsion totale	142.4	N.s
Temps de combustion	1	s
Impulsion Spécifique	192	s

2.3 LES AILERONS

Nous avons choisi de réaliser quatre ailerons plutôt que trois, car ils sont plus faciles à équilibrer pour un premier projet. Initialement, nous avions prévu de les fabriquer en contreplaqué. Cependant, l'ajout du module GPS a déplacé notre centre de gravité trop haut, ce qui nécessitait de le réajuster. Plutôt que d'ajouter des masses d'équilibrage au-dessus du propulseur, nous avons décidé de fabriquer des ailerons en aluminium. Ce choix nous a également permis de développer nos compétences et d'apprendre à découper ce matériau sans dépendre d'entreprises tierces.

Les dimensions des ailerons sont les suivantes :

- Emplanture : 180 mm
- Saumon : 50 mm
- Flèche : 100 mm
- Envergure : 100 mm
- Épaisseur : 4 mm



3.1 DÉTECTION DES PHASES DE VOL

DÉTECTION DU DÉCOLLAGE

La détection du décollage s'effectue à l'aide d'une prise jack utilisée comme interrupteur. Dès que la fusée commence à s'éloigner de la rampe de lancement, le câble relié à celle-ci se débranche, ce qui déclenche le démarrage de la minuterie.

DÉTECTION DE L'APOGÉE

Deux solutions coexistent dans notre fusée pour détecter l'apogée. La première, préconisée par le concours, ne repose pas sur une mesure réelle : elle se base sur la valeur d'apogée et sur l'instant où celle-ci doit théoriquement être atteinte. Cette solution constitue notre système de sécurité. La seconde est une véritable détection : grâce à un altimètre, l'apogée est mesurée directement. Si celle-ci est détectée dans une fenêtre de ± 2 secondes autour de l'instant théorique, la trappe du parachute s'ouvre.

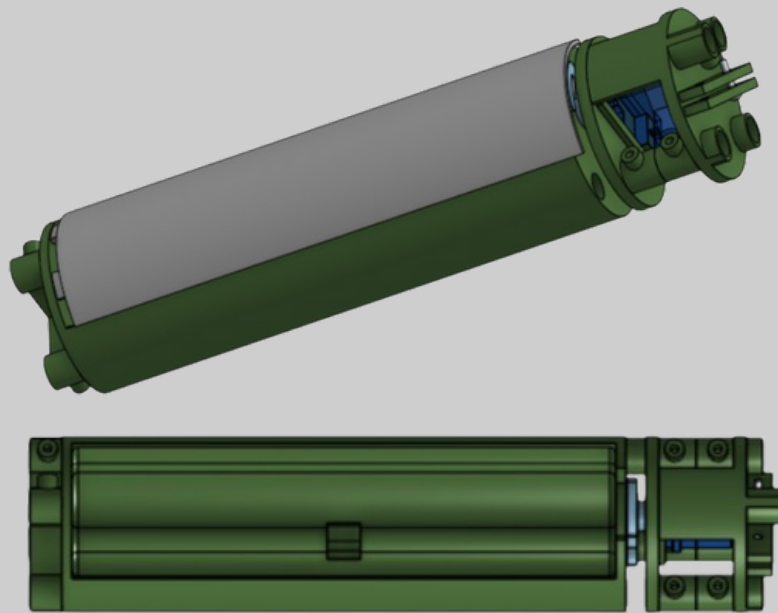
DÉTECTION DU POINT DE CHUTE

Le point de chute est détecté grâce à un système de positionnement GPS, qui fournit à la fois notre position et celle de la fusée, affichées sur une carte visible sur notre téléphone.

3.2 OUVERTURE DU PARACHUTE

LA SOUTE

Pour notre premier projet, nous avons opté pour un système d'éjection du parachute logé dans une soute latérale. L'éjection s'effectue par l'ouverture d'une trappe qui se libère à l'apogée. Il s'agit du système d'éjection le plus courant.

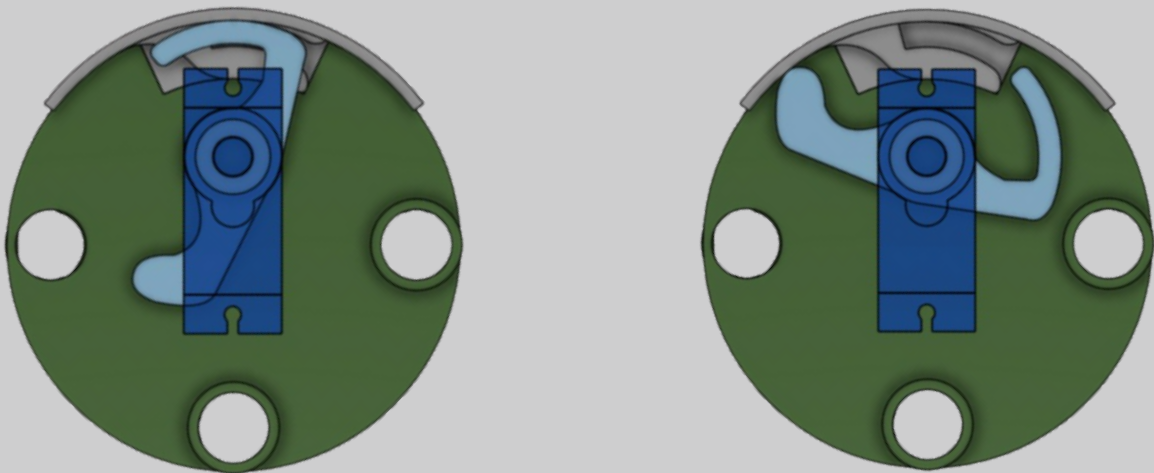


Un trou a été percé dans la soute afin de permettre au parachute de s'accrocher solidement à une tige de carbone traversante. Nous avons pris soin de lisser les ouvertures nécessaires au passage des tiges de carbone, afin de limiter leur empiètement sur le volume disponible dans la soute. L'ensemble servomoteur et loquet (visible à droite sur l'image) a également été isolé, de manière à éviter que les suspentes du parachute ne s'y bloquent, améliorant ainsi la fiabilité du système.

3.2 OUVERTURE DU PARACHUTE

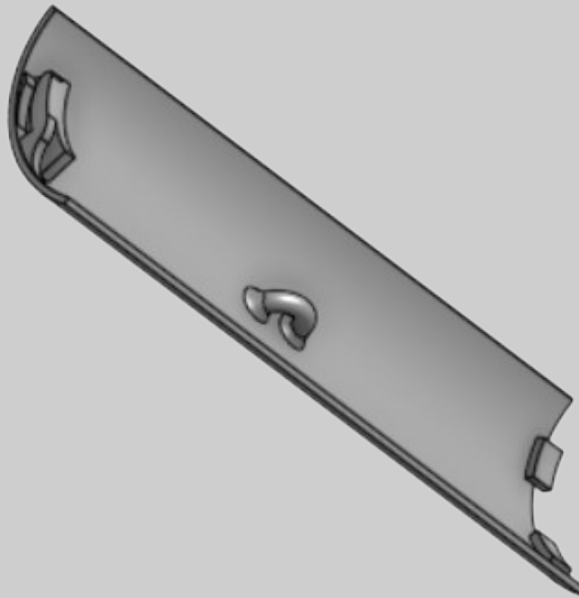
LA TRAPPE

La trappe est maintenue en place selon un principe similaire à celui d'un boîtier de télécommande : d'un côté, elle est bloquée mécaniquement par le tube de la fusée ; de l'autre, un servomoteur muni d'un loquet assure sa fermeture. La forme spécifique de ce loquet permet non seulement de verrouiller la trappe, mais aussi de la repousser lors de l'ouverture du système.



À gauche, la trappe est verrouillée par le loquet. À droite, la trappe est déverrouillée bien que le loquet n'ait pas encore terminé sa course. La partie courte du loquet vient ensuite repousser la trappe.

3.2 OUVERTURE DU PARACHUTE



LE PARACHUTE

Nous avons choisi un parachute hémisphérique d'une surface de $0,26 \text{ m}^2$. Ce choix nous a permis d'obtenir une vitesse de chute relativement élevée, de l'ordre de 9 m/s . En contrepartie, la fusée est retombée à proximité de la zone de lancement, ce qui nous a permis de la retrouver en moins d'une heure.

Les suspentes ont été regroupées dans un émerillon. De l'autre côté, une cordelette, à laquelle la trappe était fixée, était attachée à la tige de carbone mise à nu dans la soute. Nous avons choisi de fixer la trappe au plus près de l'émerillon, afin d'exploiter au maximum la traction du parachute. Dans cette configuration, la trappe n'exerce pas de contrainte excessive sur la fusée et ne déséquilibre pas les suspentes.

4.1 ARCHITECTURE ÉLECTRONIQUE

Le système électronique embarqué est constitué de deux parties électriquement indépendantes, reliées par un optocoupleur : l'ensemble **séquenceur** et l'ensemble **charge utile**.

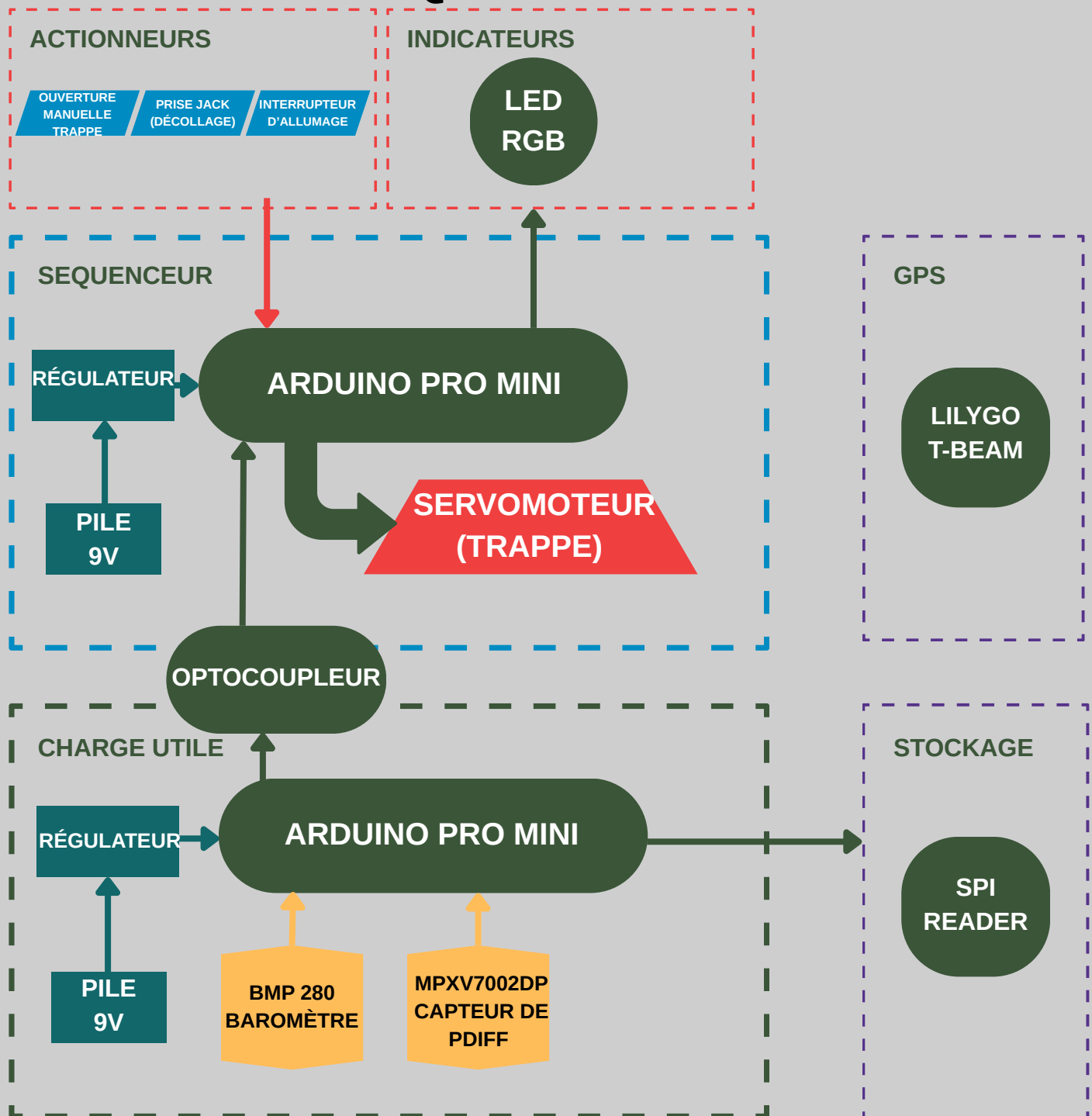
Le **séquenceur** a pour principales fonctions de détecter le décollage, d'assurer la minuterie et d'actionner le système de récupération. Il fournit également des indicateurs visuels des différents états de fonctionnement de la fusée grâce à une LED :

- Rouge fixe : fusée alimentée, trappe parachute fermée
- Rouge clignotant : trappe parachute ouverte
- Vert fixe : fusée prête au décollage
- Vert clignotant : phase de vol commencée

L'ensemble **charge utile** est dédié à l'acquisition, au traitement et à la sauvegarde des données. Nous avons également ajouté un module de localisation GPS.

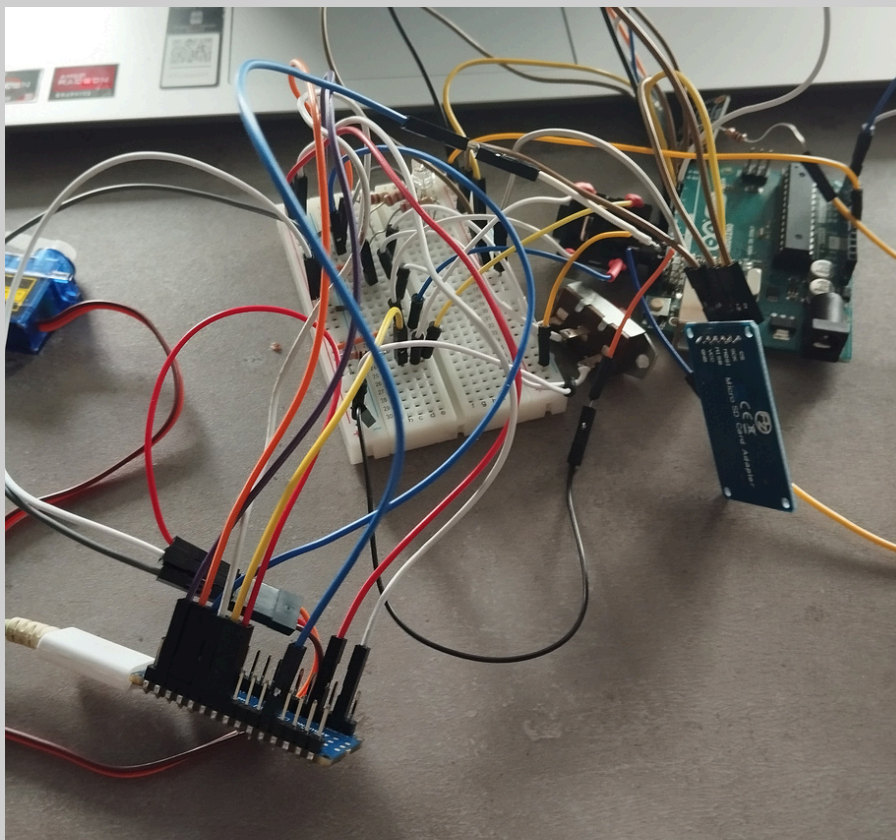
Les modules séquenceur et charge utile sont tous deux commandés par un microcontrôleur Arduino Pro Mini, l'un des plus petits modèles disponibles. Ce choix s'explique par le faible diamètre de notre fusée et par la complexité de l'intégration, les tiges en carbone occupant une partie importante de l'espace interne du tube de corps.

4.1 ARCHITECTURE ÉLECTRONIQUE



4.2 CONCEPTION DU PCB

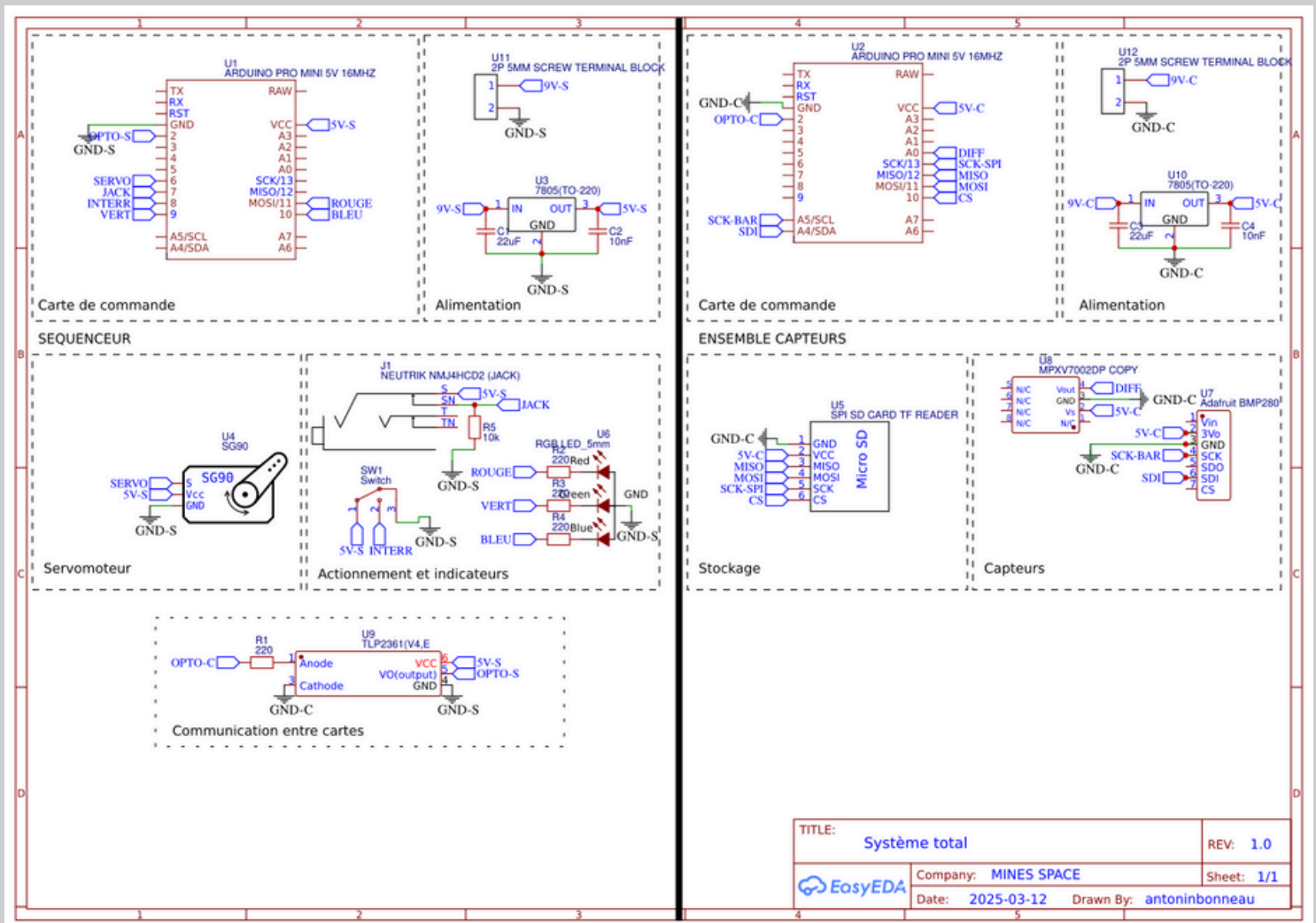
Après une phase de conception et de prototypage sur breadboard avec des fils, nous avons constaté que leur trop grand nombre ne permettait pas d'aboutir à une solution viable, en raison de la perte de fiabilité que cela impliquait.



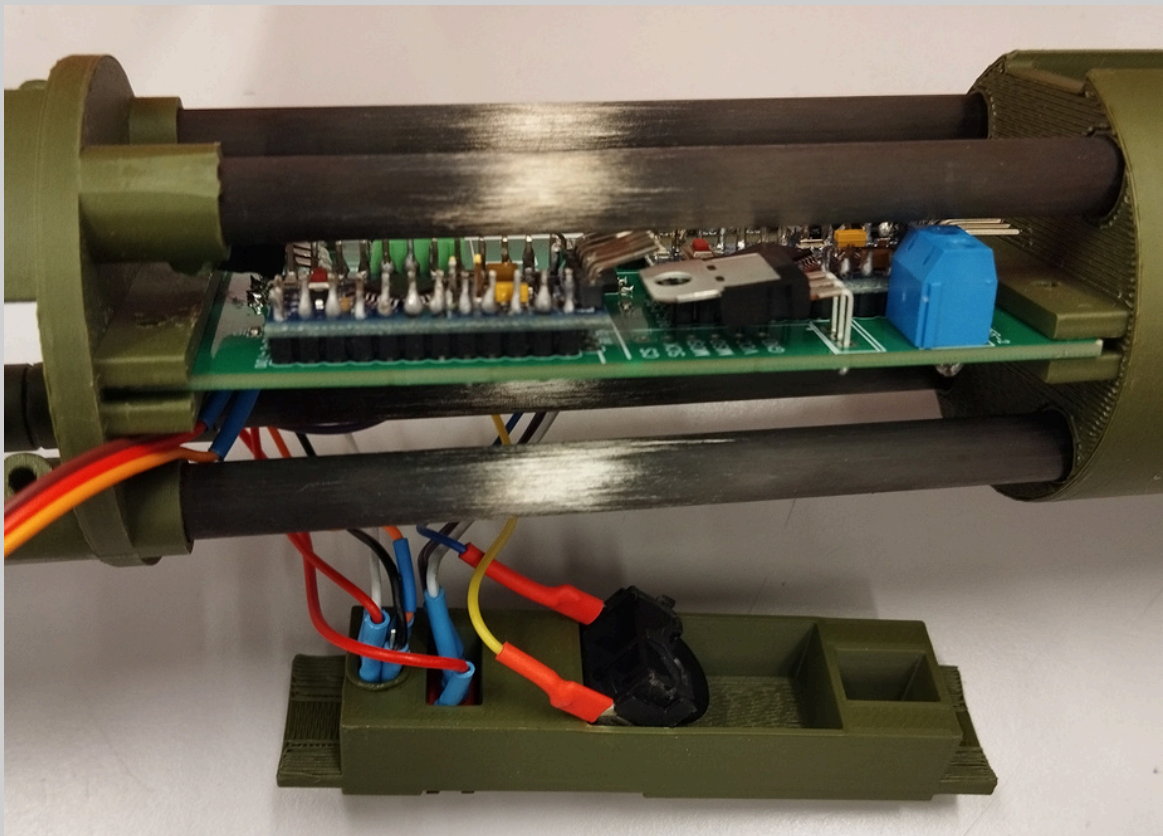
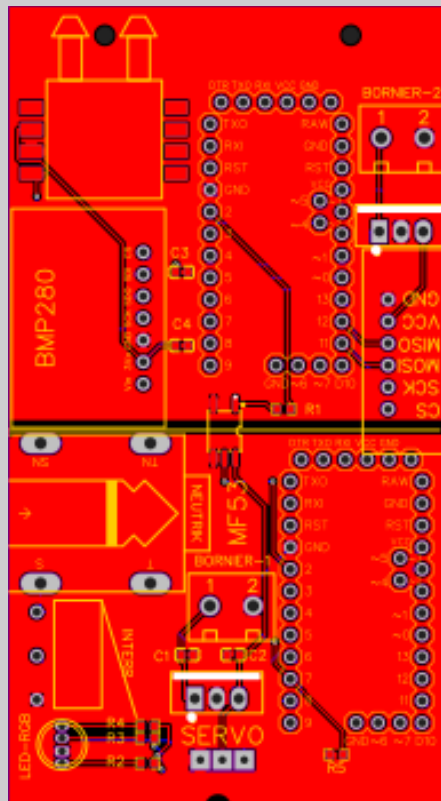
Ceci ne représentant que 65 % du système total, nous avons décidé de concevoir un PCB.

4.2 CONCEPTION DU PCB

Nous avons modélisé le PCB à l'aide du logiciel EasyEDA. Dans un premier temps nous avons modélisé le circuit électrique puis nous avons tracé l'empreinte des composants sur le PCB et effectué le routage

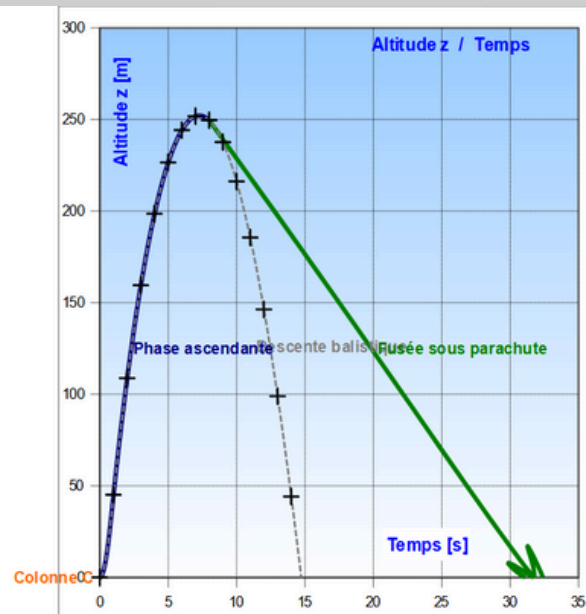
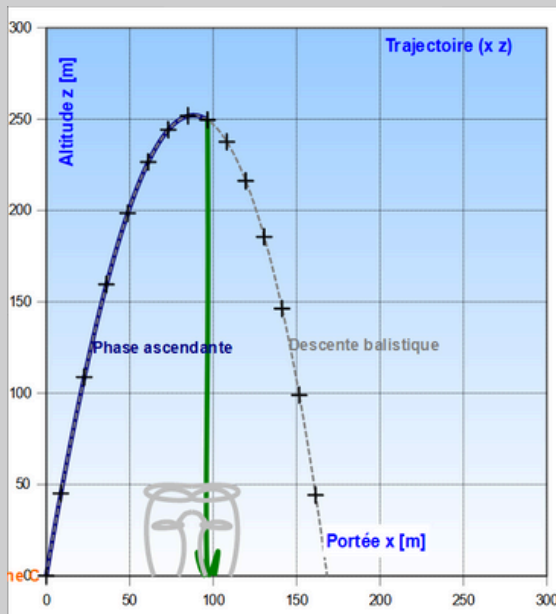


4.2 CONCEPTION DU PCB

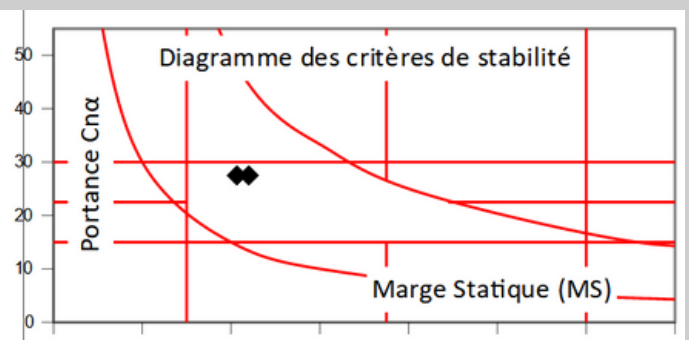


5 SIMULATIONS

Les simulations suivantes ont été effectuées avec le logiciel StabTraj fourni par l'association *Planète Sciences*.

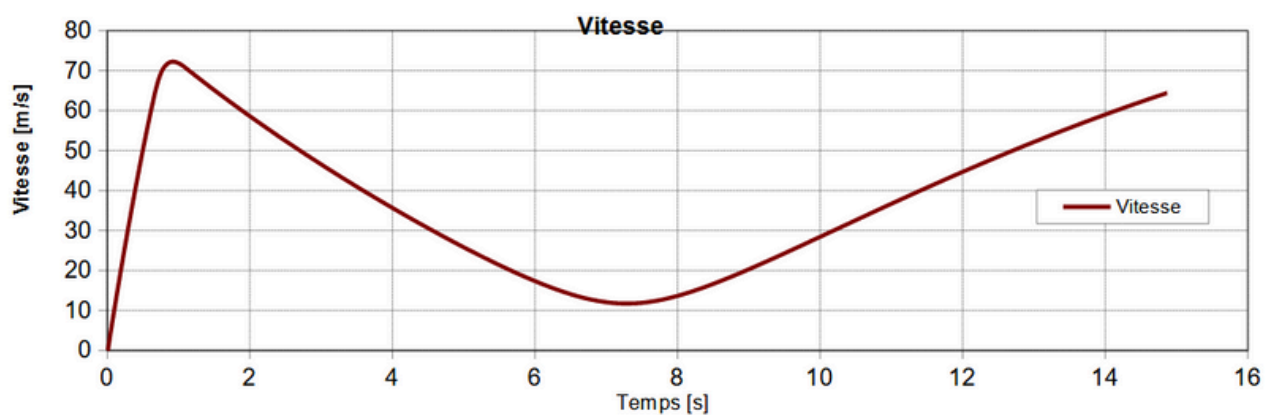
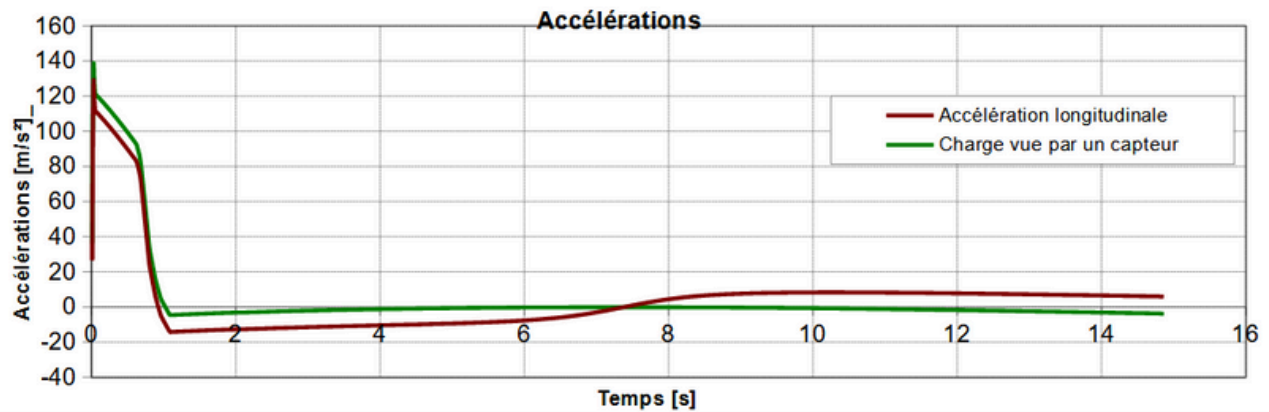


28/08/2025	Min	Résultats		Max
Finesse	10	16,7		20
Portance	15	27,5	27,5	30
MargeStat.	1,5 D	2,06 D	2,20 D	6 D
Couple	30	56,8	60,5	100
XCp		786 mm	786 mm	
MS /L		12% L	13% L	
STABLE				

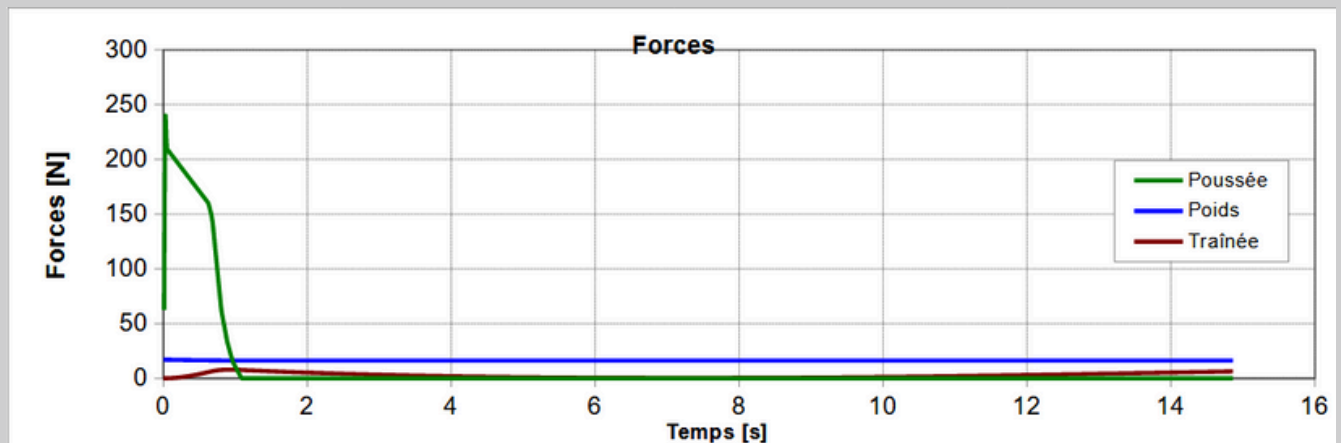
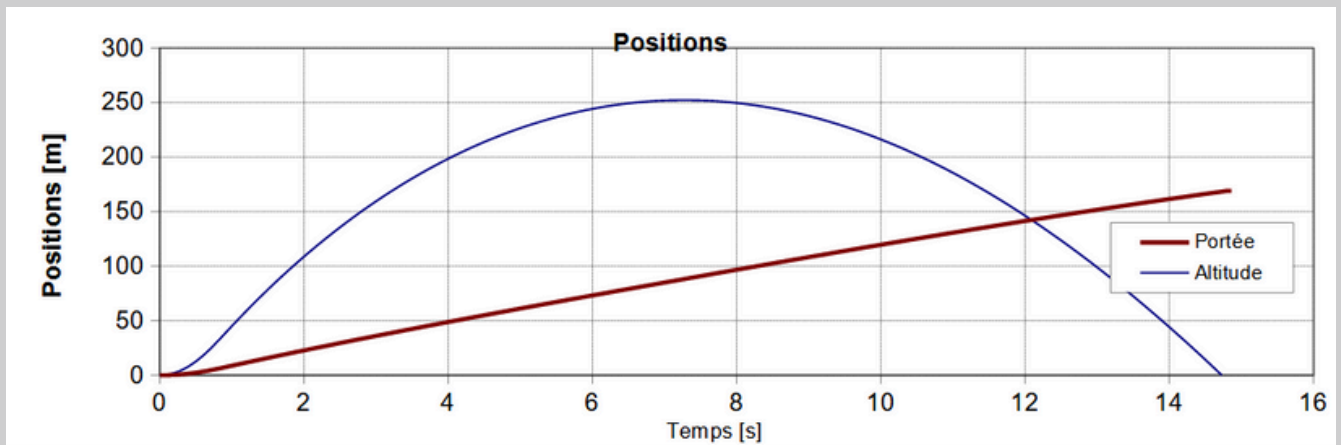


5 SIMULATIONS

Résultats détaillés	Temps	Altitude z	Portée x	Vitesse	Accélération	Angle
	s	m	m	m/s	m/s ²	°
Décollage	0	0	0	0	-	80
Sortie de Rampe	0,22	2,46	0,43	23,1	104,0	80,0
Vit max & Acc max	-	-	-	72	129,1	-
Fin de Propulsion	1,1	51	10	71	14,4	78,3
Culmination, Apogée	7,2	252	87	12	9,8	3,4
Impact balistique	14,8	~0	169	64	6,2	-81,8
Ouverture parachute fusée	8,0	250	97	14	9,7	-31,4
Impact fusée sous para.	32	~0	-22 215	11	9,8	-



5 SIMULATIONS



6.1 PHASE DE QUALIFICATIONS

Le samedi 05/07, nous sommes arrivés au camp de Ger du premier régiment des hussards parachutistes en fin d'après-midi. Il nous a fallu quelques heures pour nous installer et remonter la fusée. Nous nous sommes ensuite rendus directement à la salle de contrôle pour faire qualifier notre fusée. Toutes les étapes de validation se sont bien déroulées, mais lors de l'inspection de notre prise de détection de décollage, il nous a été indiqué que l'angle n'était pas suffisant et que le détecteur risquait de s'arracher au lancement. Nous avons donc été qualifiés à 69 %.



Le lendemain, nous avons démonté la fusée, dessoudé la prise et d'autres composants, et demandé à des voisins de table de nous prêter leur imprimante 3D pour refaire la pièce. Malheureusement, dans la précipitation, nous avons endommagé certaines pistes du circuit imprimé au fer à souder. Nous avons donc passé toute la journée à réparer notre erreur, et petit à petit, l'électronique est redevenue fonctionnelle.

6.1 PHASE DE QUALIFICATIONS

Le lundi 07/07, nous avons pris plusieurs heures pour remonter soigneusement la fusée, afin de ne pas abîmer l'électronique que nous avons réparée de manière assez fragile. En fin d'après-midi, nous sommes retournés à la salle de contrôle et avons été validés à 100 %. On nous a cependant demandé d'augmenter l'autonomie de notre système de capteurs, initialement de 15 minutes, pour atteindre 1 heure. Étant donné que notre fusée embarquait de la télémétrie et que les fusex (fusées expérimentales) passent toujours en priorité, il était possible que notre fusée reste longtemps allumée sur la rampe. Pour tenir cette contrainte, nous avons dû renoncer à recevoir les données au sol et ne garder que la position GPS en temps réel, en réduisant fortement la fréquence d'acquisition des capteurs. Cela retardait néanmoins légèrement l'ouverture du parachute après le décollage. On nous a alors indiqué que le lancement aurait lieu le lendemain.



6.2 LANCEMENT

Mardi, nous avons attendu toute la journée sans avoir le droit de modifier quoi que ce soit sur la fusée. Vers 16h30, nous avons été appelés en urgence pour le lancement et sommes montés dans un camion militaire pour rejoindre la zone de tir. Mais comme notre fusée comportait de la télémétrie, il a fallu attendre de nouvelles autorisations de l'équipe militaire. Finalement, l'heure limite approchant, nous avons été repoussés. Autant dire que nous n'avons pas dormi sur nos deux oreilles cette nuit là, tant nous avions hâte de lancer la fusée.

Mercredi matin, nous avons été rappelés tôt, cette fois avec des conditions météo idéales. Après quelques heures d'attente sur place, nous avons pu lancer la fusée, qui a dépassé les 300 m d'altitude et déployé nominalement son parachute. Après le tir et un peu moins d'une heure d'attente, nous avons été appelés pour aller récupérer la fusée, qui a été retrouvée intacte.



6.3 PHOTOS



© 2025 CNES Planète Sciences Charles Pilon

6.3 PHOTOS



© 2025 CNES Planète Sciences Charles Pilon

6.3 PHOTOS

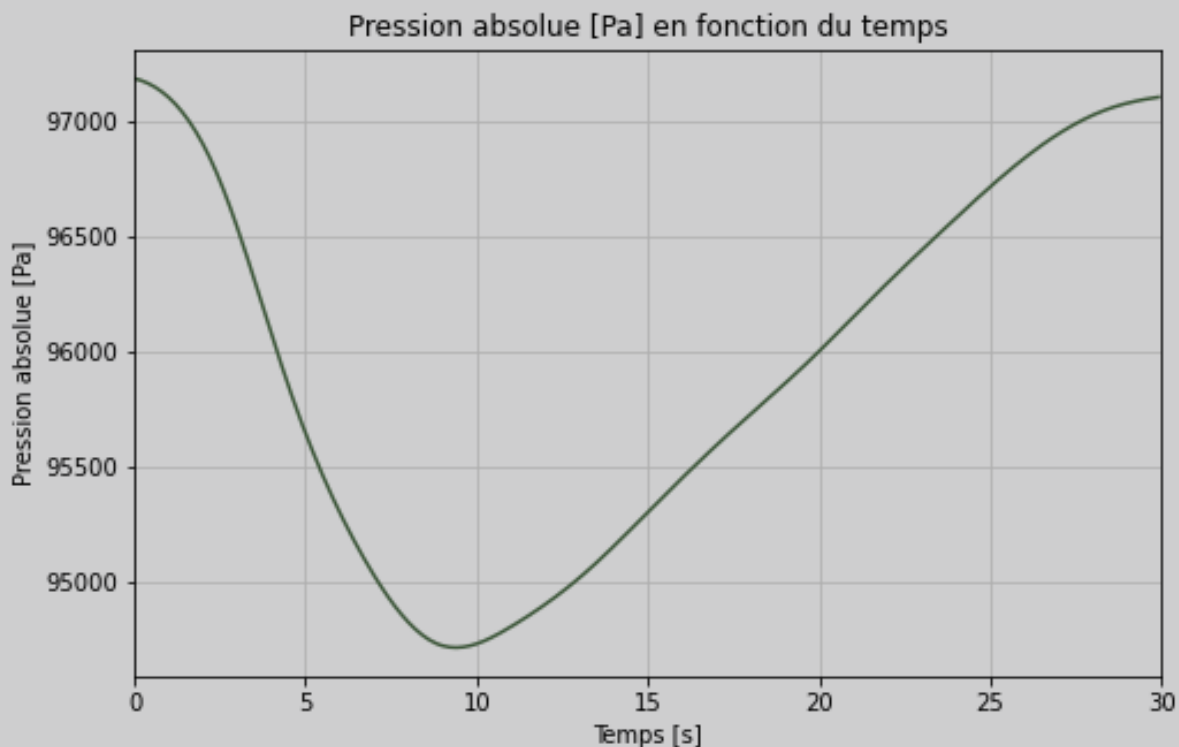


6.4 ANALYSE DES RÉSULTATS

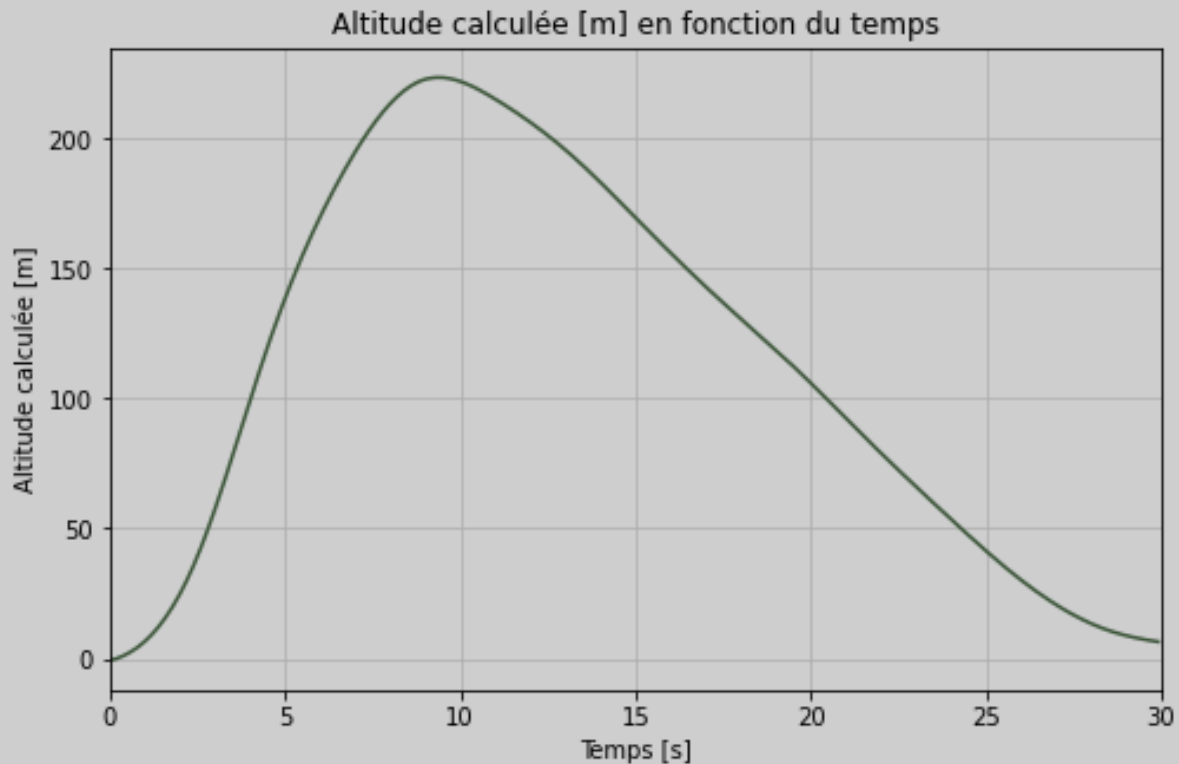
À l'aide de notre système de sauvegarde des données sur carte SD, nous avons pu obtenir des mesures de pression différentielle et de pression absolue. Nous avons converti le résultat de pression différentielle en vitesse avec la formule suivante :

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta P}{\rho}}$$

Le faible nombre de valeurs obtenues, dû à la réduction du taux de rafraîchissement de nos capteurs, nous a malheureusement conduits à devoir lisser la courbe. Toutes les courbes passent cependant par chacun des points de mesure.

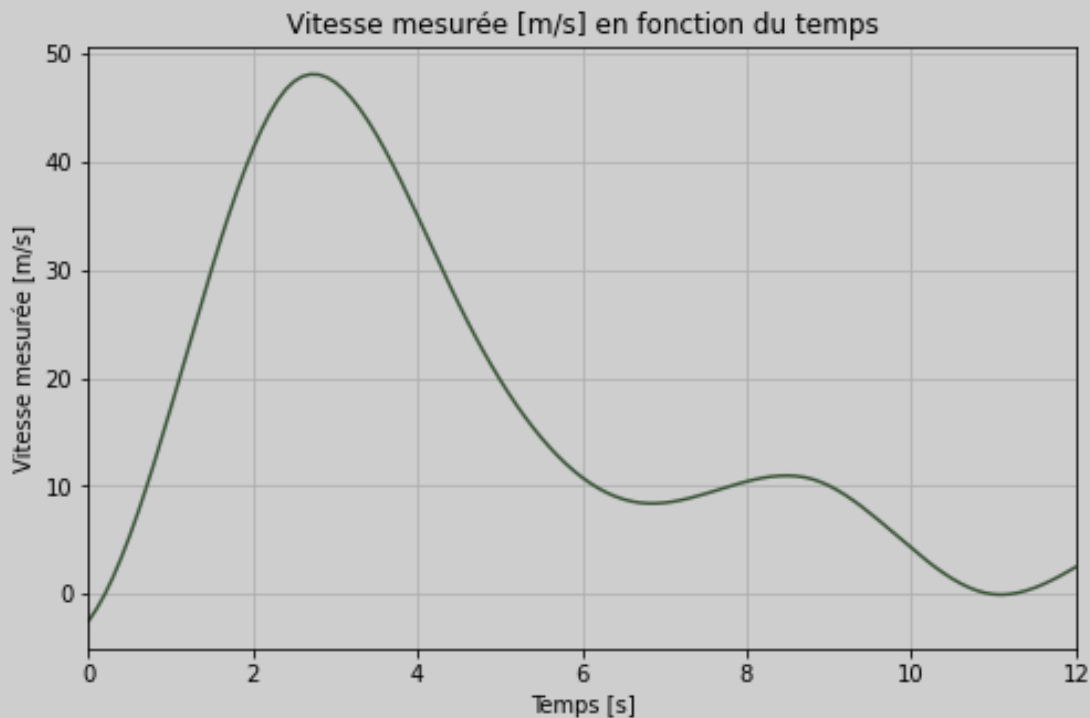


6.4 ANALYSE DES RÉSULTATS



Le capteur utilisé est le BMP280, un capteur de pression et de température. Pour la pression, sa plage de mesure est de 300 à 1 100 hPa, avec une précision absolue de ± 1 hPa, ce qui équivaut à environ ± 8 m en altitude, et une résolution de 0,16 Pa. L'altitude a été déterminée à l'aide du théorème de Pascal en mécanique des fluides. Le capteur a enregistré les valeurs de température et de pression au sol lors de son auto-calibration, que nous avons programmée afin de garantir une bonne précision des résultats. On constate que l'apogée est atteinte aux alentours de 8 s, ce qui est très proche de l'instant théorique. L'altitude maximale est d'environ 230 m, pour une apogée théorique de 255 m. La courbe présente un profil assez similaire à celui de la simulation de la [page 26](#).

6.4 ANALYSE DES RÉSULTATS



Nous avons choisi de ne conserver que la phase d'ascension, la phase de descente avec parachute n'étant pas significative, la fusée ayant mis du temps à se stabiliser en position horizontale. Lors de la confection de notre tube de Pitot, nous avons rencontré quelques problèmes d'étanchéité, entraînant des déséquilibres de pression qui ont nécessité un certain temps pour se stabiliser. Sur le graphe, on constate que l'apogée est détectée vers 11 s, ce qui diffère des 8 s mesurées avec l'altimètre. De plus, la vitesse verticale maximale est d'environ 48 m/s, bien inférieure aux 73 m/s estimés théoriquement. On observe également que la combustion du propulseur dure plus d'une seconde. On peut en déduire que le propulseur avait un temps de combustion plus long mais une poussée plus faible que celle indiquée dans ses caractéristiques techniques. Le maximum de la courbe étant atteint à la fin de la combustion, on peut estimer que celle-ci a duré environ 2,5 s. L'allure de la courbe reste néanmoins assez similaire à la courbe théorique pendant la phase de combustion.

7.1 POINTS D'AMÉLIORATION

Au cours du projet, nous nous sommes rendu compte de plusieurs points que nous aurions probablement abordés différemment si nous avions pu recommencer. Notre principal problème a été l'intégration de l'électronique. En effet, le diamètre relativement réduit de notre fusée, combiné à l'espace occupé par les tiges de carbone à l'intérieur du tube, ne nous a pas facilité la tâche. Il arrivait fréquemment que nous abîmions certaines parties de la fusée en essayant de l'ouvrir, ce qui nous obligeait à refaire des soudures après que de petits câbles se soient arrachés. Heureusement, nous avons pu compter sur les échanges de matériel avec les équipes présentes dans notre espace club, que nous remercions vivement. Nous avons beaucoup apprécié cette ambiance d'entraide et de partage.

Nous pensons également avoir surestimé les efforts que subirait la fusée lors du vol, ce qui nous a conduits à largement surdimensionner certaines parties, comme les ailerons, les tiges structurelles ou encore la prise jack. On nous a même fait remarquer, lors de la RCE3, qu'avec un diamètre légèrement plus grand, notre fusée aurait possédé toutes les caractéristiques structurelles d'une fusex. Enfin, un autre point important concerne le système de détection du décollage. Nous aurions dû mettre en place un dispositif plus robuste de reprise de procédure si la prise de détection, une fois débranchée, venait à être reconnectée. Cela aurait permis d'éviter de faux déclenchements en cas de faux contact.

7.2 REMERCIEMENTS

À l'issue de ce projet, il nous tient à cœur de remercier les personnes qui nous ont soutenus, encouragés et transmis leurs connaissances tout au long de cette aventure.

Tout d'abord, nous souhaitons remercier Gaël KANDEL, Thomas JOURDAN et Romain BENOIT pour l'accompagnement, le soutien et le prêt de matériel dont nous avons bénéficié dès le début du projet. Merci à M. Hubert TAXIL pour son accueil chaleureux dans le **FABLAB**, l'intérêt porté à notre projet et ses conseils pratiques toujours avisés qui nous ont permis de gagner un temps précieux. Merci à Nathan CRUZEL, camarade de promo, pour son aide lors des sessions de soudures minutieuses et le partage de compétences.

Merci au **CNES** et à tous les bénévoles de l'association **Planète Sciences** pour les sessions de RCE toujours instructives ainsi que les moyens mis en place pour permettre à des étudiants comme nous de prendre une telle initiative en étant parfaitement encadrés et suivis. Enfin, merci à RS France qui nous fournissent du matériel électronique depuis deux ans déjà. Sans eux, la réalisation de ce projet n'aurait pas été possible.

7.3 MOT DE LA FIN

Ce projet a été une véritable source d'apprentissage, tant sur le plan technique que sur le plan humain. Nous avons appris à nous organiser pour mener à bien un projet technique, en répartissant les tâches et en travaillant en équipe. Grâce à la pratique, nous avons pu approcher concrètement un domaine qui nous passionne tous : l'aérospatial.

Tout au long de l'année, nous avons été confrontés à des problèmes à résoudre et à des défis à relever. Mais au-delà des difficultés, nous retenons surtout l'entraide, le partage, l'enthousiasme et l'ambition qui ont marqué chaque étape de cette aventure.

Nous espérons pouvoir réinvestir cette expérience dans de nouveaux projets, encore plus ambitieux. Ce n'est que le début !

La vidéo du lancement juste ici : <https://youtu.be/cZSVmLmhexU>

Noé BOCHATON
Antonin BONNEAU
Matthias CALMES
Quentin LIOGIER

DOCUMENT DE FIN DE PROJET

C'space 2025 - Fourneyron

Noé BOCHATON
Antonin BONNEAU
Matthias CALMES
Quentin LIOGIER

MINES SPACE



© 2025 CNES Planète Sciences Charles Pilon

