

CLUB AEROSPATIAL ICAM VENDÉE



OBJECTIF
C'SPACE 2025



RAPPORT DE PROJET

PROJET ICAM VOYAGER

Club Aéronautique ICAM Vendée | 08/08/2025

Table des matières

Table des matières

CHAPITRE 1 : GÉNÉRALITÉS	3
1.1 PRÉSENTATION DU CLUB	3
1.1.1 Historique et création du club	3
1.1.2 Mission et vision.....	4
1.2 PRÉSENTATION DE L'ÉQUIPE	4
1.2.1 Composition de l'équipe	4
1.2.2 Rôles et responsabilités	4
1.3 CARACTÉRISTIQUES PRINCIPALES DU PROJET	5
1.3.1 Présentation du projet ICAM VOYAGER	5
1.3.2 Objectifs généraux.....	6
1.4 FINANCEMENTS ET COMMUNICATION	6
1.4.1 Financements	6
1.4.2 Communication	7
1.5 PLANIFICATION.....	8
1.5.1 Calendrier	8
1.5.2 Gestion des périodes d'alternance	8
1.5.3 Avancement actuel.....	8
CHAPITRE 2 : STRUCTURE MÉCANIQUE	9
2.1 GÉNÉRALITÉS	9
2.2 STRUCTURE DE LA FUSÉE	9
2.2.1 Corps	9
2.2.2 Ailerons.....	10
2.2.3 Coiffe	12
2.2.4 Rampe	13
2.2.5 Squelette interne	14
2.2.6 Stabilité générale.....	17
2.2.1 STRUCTURE DE LA FUSÉE POST RCE2	18

2.2.1.1 Corps	18
2.2.1.2 Ailerons	18
2.2.1.3 Coiffe	19
2.2.1.4 Rampe	19
2.2.1.5 Squelette interne	20
2.2.1.6 Stabilité générale	20
2.3 RALENTISSEUR ET ACTIONNEURS	21
2.3.1 Description générale	21
2.3.2 Dénomination des éléments du système d'éjection	23
2.3.3 Description du fonctionnement mécanique	24
2.3.4 Rechargement du système	26
2.3.5 Verrouillage de la coiffe	31
2.3.6 Conception du ralentisseur	32
CHAPITRE 3 : ELECTRONIQUE EMBARQUEE	39
3.1 SÉQUENCEUR PRINCIPAL	39
3.1.1 Composants	39
3.1.2 Fonctionnement	41
3.1.3 Calculs d'autonomie	43
3.1.4 POST RCE 2	44
3.2 EXPÉRIENCE	55
3.2.1 Définition de l'expérience	55
3.2.2 Composants et spécifications	56
3.2.3 Récupération des données	57
3.2.4 Télémétrie	58
3.2.5 Évaluation des erreurs de mesure	59
3.2.6 Exploitation des données	60
3.2.7 Étalonnage des capteurs	61
3.3 IMAGERIE	61
3.2.1 Présentation	61
3.2.2 Intégration dans la fusée	63
CHAPITRE 4 : ANALYSE DU VOL ET DE L'EXPERIENCE	64

4.1 Le vol	64
4.2 Récupération.....	65
4.3 Analyse du vol	65
4.4 Résultats et mesures.....	66
4.5 Retour d'expérience	68
4.6 Perspectives	68
ANNEXES	69
ANNEXE 1 : SCHÉMAS ÉLECTRONIQUES	69
1.1 Schéma électronique de l'Expérience	69
1.3 Schéma électronique du séquenceur	69
ANNEXE 2 : PLANS MÉCANIQUES.....	71
ANNEXE 3 : Code du séquenceur.....	72

CHAPITRE 1 : GÉNÉRALITÉS

1.1 PRÉSENTATION DU CLUB

1.1.1 Historique et création du club

Cette année, nous avons fondé le **Club Aérospatial de l'ICAM Vendée**, une initiative inédite pour notre école. Jamais auparavant un tel projet n'avait vu le jour à l'ICAM Vendée.

L'idée de ce club est née de notre passion commune pour l'aérospatial. Nous avons souhaité créer un espace où cette passion puisse s'exprimer, tout en mettant en œuvre des projets techniques concrets comme la fusée **ICAM VOYAGER**.

1.1.2 Mission et vision

Nous voyons ce club comme une opportunité de :

- Permettre aux étudiants de l'ICAM de découvrir et d'explorer les sciences aérospatiales.
- Réaliser des projets innovants et inspirants.
- Contribuer à la visibilité de l'ICAM dans le domaine aéronautique et spatial.



1.2 PRÉSENTATION DE L'ÉQUIPE

1.2.1 Composition de l'équipe

Notre équipe se compose de **8 membres**, tous en 4^e année à l'ICAM Vendée, et répartis comme suit :

- **6 membres techniques**, responsables de différentes parties du projet.
- **2 membre dédié à la communication et à la recherche de sponsors**, afin d'assurer la visibilité et le financement de notre projet.
-

1.2.2 Rôles et responsabilités

Chaque membre joue un rôle clé :

- **Systèmes embarqués** : Télémétrie et capteurs.

- **Structure** : Coiffe, ailerons, et intégration mécanique.
- **Système d'éjection** : Développement du mécanisme de parachute.
- **Communication** : Recherche de partenaires et sponsors.

1.3 CARACTÉRISTIQUES PRINCIPALES DU PROJET

1.3.1 Présentation du projet ICAM VOYAGER

Nous avons baptisé notre projet **ICAM VOYAGER**. C'est une aventure ambitieuse et passionnante : concevoir et réaliser notre première fusée expérimentale pour participer au **C'Space 2025**.

Notre projet se concentre sur des domaines techniques nouveaux pour nous, comme la trajectographie et la télémétrie, tout en relevant le défi d'un système d'éjection innovant. Nous souhaitons que ce projet soit non seulement un succès technique, mais aussi un moyen de rapprocher des passionnés d'aéronautique et d'aérospatial au sein de l'ICAM Vendée.

1.3.2 Objectifs généraux

- Concevoir une fusée capable d'atteindre **2000 mètres** en restant subsonique.
- Réaliser une **expérience de trajectographie et de télémétrie**.
- Valider un système d'éjection par la coiffe, une innovation pour nous.
- Assurer la récupération de la fusée après le vol
- Développer nos compétences techniques et organisationnelles tout en cultivant l'esprit d'équipe entre les différentes promotions.



1.4 FINANCEMENTS ET COMMUNICATION

1.4.1 Financements

En parallèle du projet, Guillaume, le responsable communication et financement, s'est chargé de créer un dossier de subvention et d'organiser des événements afin de pouvoir financer notre projet.

Il a déjà organisé une soirée au bar de l'école en partenariat avec notre bureau des étudiants (BDE). Cette soirée a permis de faire connaître l'association dans l'école. Cet événement était aussi notre première entrée

d'argent puisque nous avons négocié avec le BDE pour toucher les bénéfices de la soirée.

Nous avons réalisé un dossier de subvention, qui nous a permis d'avoir un don du BDE. Notre démarche de recherche de subventions étant encore en cours, rien n'est acté mais une entreprise du domaine aéronautique s'est engagée pour une donation et nous allons rencontrer deux entreprises qui souhaitent soutenir notre projet.

En contrepartie, nous proposons à nos partenaires de la visibilité à travers des stickers de leur logo sur la fusée et le flocage de leur logo sur nos polos de mission. Nous proposons également d'animer une soirée pour leur entreprise permettant de lier les employés derrière un projet intéressant et ambitieux, cela renforce la cohésion et alimente la communication interne à l'entreprise.

1.4.2 Communication

Nous avons décidé de mettre un point d'honneur à partager notre expérience afin de promouvoir la science aérospatiale et garder un souvenir de notre expérience.

Nous avons ouvert un compte Instagram que nous alimentons régulièrement de posts techniques et d'autres centrés sur les membres de l'équipe. (@club_aerospatial_icam si vous êtes intéressé !)

1.5 PLANIFICATION

1.5.1 Calendrier

Nous avons établi un planning clair :

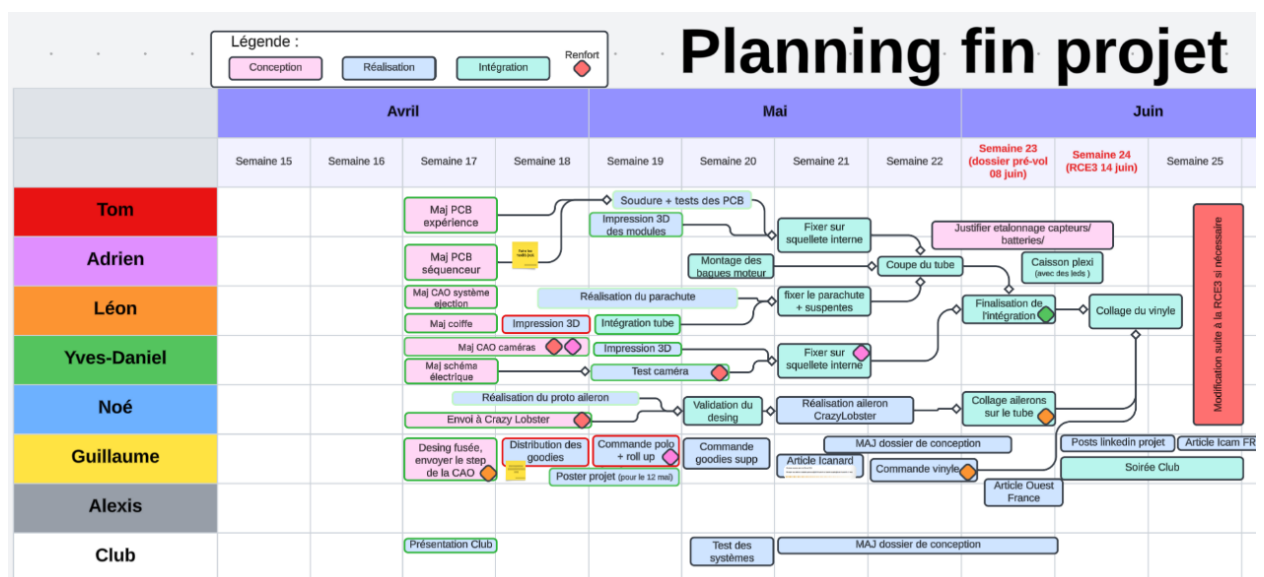
- **Décembre 2024** : Finalisation de la CAO.
- **Janvier 2025** : Finalisation des cartes électroniques.
- **Février-mars 2025** : Fabrication des composants.
- **Avril-juin 2025** : Intégration et tests finaux.
- **Juillet 2025** : Participation au C'Space.

1.5.2 Gestion des périodes d'alternance

- Nos périodes d'alternance représentent un défi, car certains membres travaillent loin de l'école. Nous avons prévu des tâches individuelles à réaliser pendant ces périodes, afin que l'intégration finale se fasse efficacement lors de notre retour en avril.

1.5.3 Avancement actuel

- **CAO** : 100 % finalisé, validation en cours.



CHAPITRE 2 : STRUCTURE MÉCANIQUE

2.1 GÉNÉRALITÉS

Nous avons choisi de réaliser la structure en composite pour allier résistance mécanique et légèreté, en fibre de verre pour ne pas faire de cage de Faraday afin de garantir le bon fonctionnement de notre télémétrie. La philosophie de la structure et des pièces aérodynamiques est l'optimisation, c'est pour ça que nous avons choisi 3 ailerons ainsi qu'une fusée très effilée afin d'optimiser la stabilité et la surface des ailerons.

Je vais lister les règles de CDC en fonction des éléments porteurs de réponse, je ne vais que présenter les résultats. Pour ce qui est du détail des calculs ils sont dans l'onglet nominatif dans notre fichier Excel STABTRAJ afin que les calculs soient actualisés avec les données de simulations.

2.2 STRUCTURE DE LA FUSÉE

2.2.1 Corps

Nous avons choisi un d'acheter le corps de la fusée au vu de la complexité de production avec nos moyens. De plus l'objectif de notre mission est de valider les bases de la conception et de la réalisation d'une fusée dans l'objectif d'être plus ambitieux l'année prochaine.

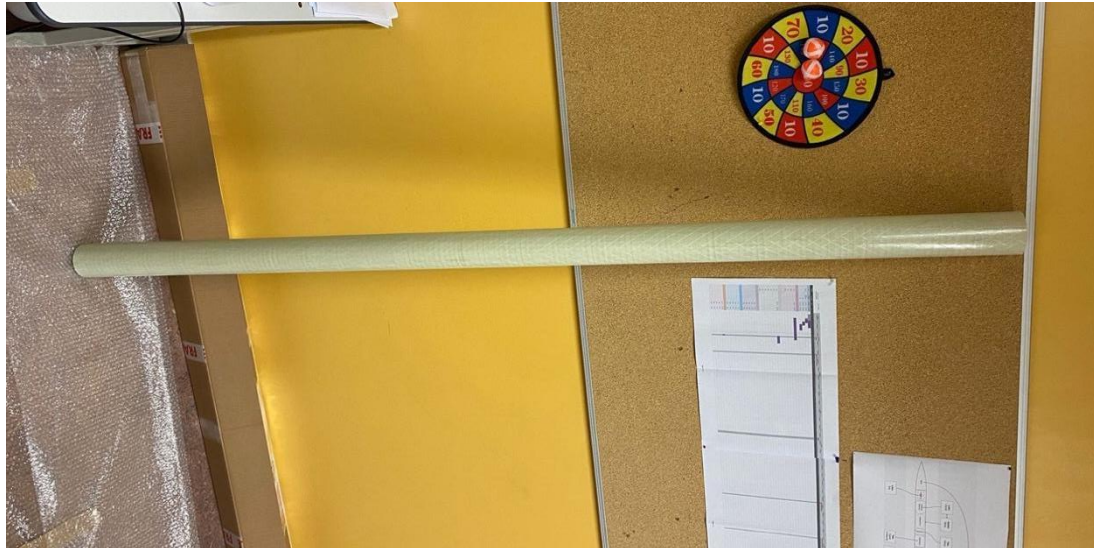
Nous n'avons pas eu beaucoup de choix, nous avons retenu un tube de 80mm extérieur avec une épaisseur de 2 mm et pultrusion renforcée par enroulement filamentaire pour mieux tenir la compression.

Nous sommes confiants dans ses résistances mécaniques que ce soit en flexion avec une RDM basique mais aussi dans la compression.

Voici notre fournisseur :

<https://www.tubecarbonate.com/fr/tube-verre-epoxy-int-46-a-100mm/235-tube-verre-76x80mm-standard.html>

Il y a une datasheet plutôt riche comparé à ses concurrents.



MEC1 : Flèche

La flèche statique doit être inférieure ou égale à 1 % (10 mm/m).

La flèche dynamique doit être inférieure ou égale à 1% par rapport à la position à vide (flèche statique).

Les mesures doivent être prises sur le banc de test disponible quel que soit le propulseur utilisé par le club.

Il faut une flèche qui soit inférieur à 10mm dans notre ca de simulation :

À vide nous avons une flèche de $-1.095E-001$ mm soit 0,11mm

À 800g nous avons une flèche de $-3.478E-001$ mm soit 0,35mm

2.2.2 Ailerons

Après analyse de la théorie nous avons choisi 3 ailerons pour une question d'efficacité.

Nous avons choisi de les imprimer en 3D afin d'optimiser leur RDM, avoir un bord d'attaque et de fuite profilé. Nous collerons les 3 ailerons avec d'une colle professionnel CF plan de drapage.

Nous garantissons l'alignement à l'aide d'un outillage à base de planches en contreplaqué découpé au laser pour la précision et la surface de découpe,

on garantira leur espacement à l'aide de tasseau ou d'impression 3D ou de découpe laser.

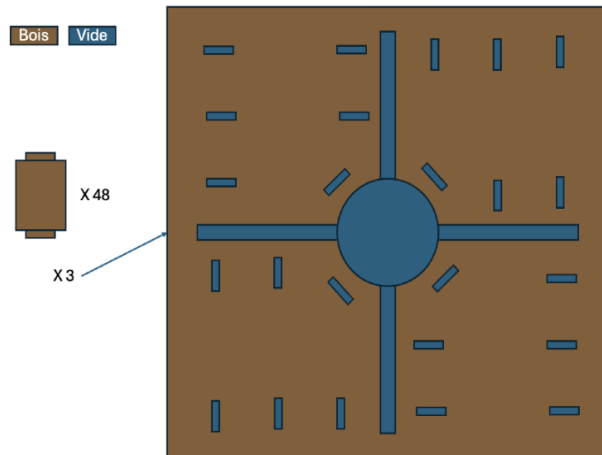
Une fois collé nous viendrons draper face par face pour donner la résistance mécanique souhaitée. Nous n'avons pas les compétences en calcul de structure composite pour prédilectionner mais à l'expérience et avec des conseils d'expert nous avons choisi un échantillonnage décrit dans le plan de drapage. Nous nous réservons la possibilité de rajouter des plis pour les renforcer en cas de besoin.

Nous viendrons retravailler les bords d'attaque et de fuites, s'ils nous paraissent trop enclin à la délamination dû aux forces aéro nous draperons des bandes le long de bord de d'attaque

MEC3 : Résistance longitudinale des ailerons :									
Les ailerons doivent pouvoir supporter une force longitudinale de :									
$F = (2 \times \text{Masse d'un aileron} \times \text{Accélération Max}) + (0,02 \times \text{Surface d'un aileron} \times V_{\text{max}}^2 \times \text{Coefficient de traînée})$									
Numériquement la masse en kg et l'accélération en m/s ² ; le produit 0,5 x masse volumique de l'air en kg/m ³ , la surface en m ² et la vitesse en m/s donnent une force en Newton.									
Le coefficient de traînée sera pris à 0,6.									
Masse d'un aileron :	0,398	kg	Variable issus des calculs stabtraj						
Accélération Max :	124	m/s ²							
Surface d'un aileron :	0,0132	m ²							
Vmax :	256	m/s							
Coefficient de traîné :	0,6								
Fmec3 =	108,96	N							
MEC4 : Résistance transversale des ailerons :									
Une force $F = 0,1 \times \text{Surface d'un aileron} \times V_{\text{max}}^2$ (en NEWTON) doit entraîner une									
flèche transversale des ailerons inférieure à 10° (la surface en m ² et la vitesse en m/s).									
Fmec4 =	86,34	N							
MEC5 : Alignements des ailerons par rapport à l'axe longitudinal de la fusée < 1°									

On assemble les 3 étages avec des poteaux en bois découpé au laser. Ou tasseaux de la même longueur (sie circularaire avec buté pour la longueur).

Ça fait un ensemble plus rigide et changable plus facilement.



2.2.3 Coiffe

J'ai retenu une ogive de Von Karman aussi appelée LD-Haack, car elle répond à la fonction de Haack qui minimise la trainée en fonction de la longueur L et de du diamètre D .

On part sur un L/D compris entre 2 et 3 pour des facilités de production. Limiter par le volume d'impression de 250mm de la BambuLAB. Donc 220mm d'ogive et 30mm d'épaulement. Elle sera imprimée en ASA dans un remplissage classique (7 à 20%).

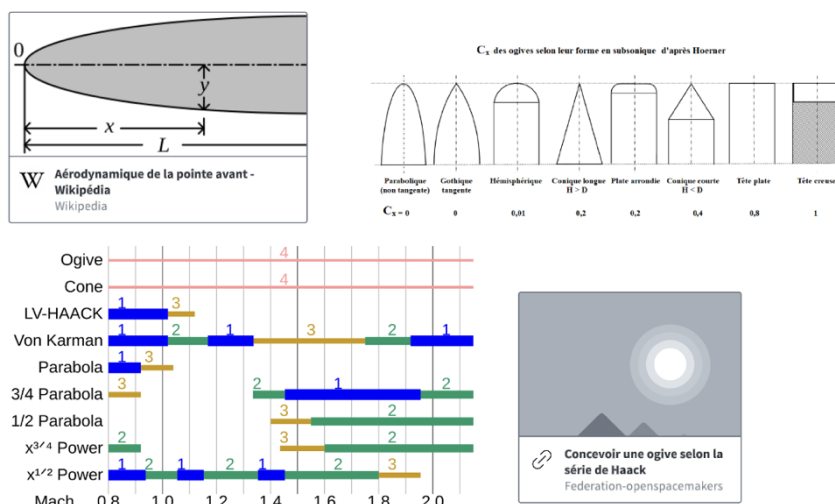
Sources CHAT GPT :

a) Fusées et projectiles :

- Haute vitesse (supersonique ou hypersonique) :
 - $L/D = 4 \text{ à } 5$ est idéal pour minimiser la traînée de forme tout en maintenant une stabilité acceptable.
 - Exemple : Ogives Haack ou tangentielle.
- Subsonique ou basse vitesse :
 - $L/D = 2 \text{ à } 3$ est généralement suffisant.
 - La traînée n'est pas aussi critique, et des ogives plus courtes offrent une meilleure stabilité.



Autres sources :



2.2.4 Rampe

Le choix s'est vite porté vers la rampe TOUTATIS dû à nos 3 ailerons et potentiels caméra qui nécessite un carénage sur la peau extérieur.

CR1 : La fusée doit être compatible avec au moins une des 4 rampes dont les caractéristiques figurent ci-dessous :

Rampe TOUTATIS car la seul avec 3 ailerons

CR3 : D'éventuels éléments éjectés doivent se trouver dans une zone accessible autre que celle de signalisation ou de mise en œuvre.

On n'éjecte rien qui ne redescend pas avec la fusée

CR4 : La fusée doit être prévue pour être introduite horizontalement dans la rampe.

Pas de pièces en équilibre, aucun problème à la placer à l'horizontal

CR8 : Dans le cas de l'utilisation d'une rampe rail : la fusée doit être équipée de deux patins alignés, et disposés à égales distances de deux ailerons, permettant de guider la fusée le long du rail. Les patins devront résister aux efforts transverses. Les efforts sont déterminés de manière suivante :

$$F_{\text{totale}} = F_{\text{propulsion}} + F_{\text{aero}}$$

$$F_{\text{propulsion}} = \text{Poussée Max} \cdot \sin(2^\circ)$$

$$F_{\text{aero}} = 0.5 \cdot \rho_0 \cdot C_x \cdot S \cdot V^2 \quad (C_x = 1, S = S_{\text{corps}} + S_{\text{aileron}}, V = 10 \text{ m/s})$$

Nous allons placer un patin sur la bague de retenue du moteur et le second plus haut vissé dans un insert dans une bague du squelette interne. Il reste à dimensionner ces patins et à les positionner.

2.2.5 Squelette interne

L'objectif est d'avoir une structure interne à notre tube afin de pouvoir sortir les éléments de la fusée par l'ogive. Nous avons fait ce choix afin de percer et couper le tube le moins possible afin de ne pas le fragiliser. L'autre avantage est de pouvoir poser ce squelette sur une table pour que chacun puisse le brancher ou ajuster son système.

De plus, nous pourrions ajuster le CG à notre convenance tant que nous ne collons pas les bagues aux joncs.

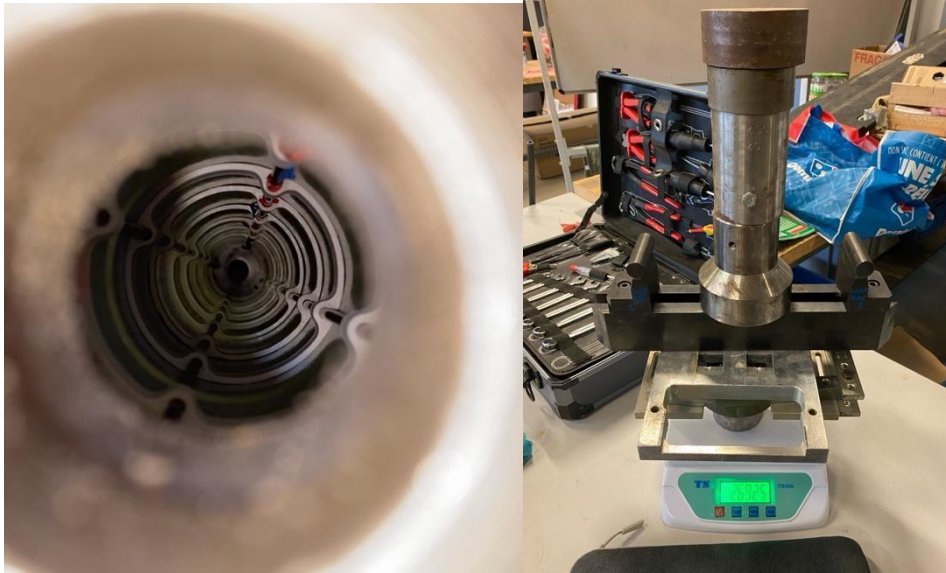
Nous avons réalisé un pré dimensionnement qui nous conforté sur le fait que ça tiendra largement la charge à condition que la structure ne se déforme pas. C'est pourquoi on y mettra des bagues tous les 10 cm au maximum.

Voici les calculs de prédimensionnement :

Prédim				
				L
	Minteme :	8,5	Kg	
	A :	11	m/s ²	
	2* Accél max * Msup = F :	187,000	N	
	D ext :	3	mm	A
	d int :	0	mm	
	A :	7,07	mm ²	
	σ :	26,46	Mpa	σ
	Coef sécu :	22,679947		
Jonc carbone pultrudé				
		Flexion	45	Gpa
Jonc carbone pultrudé		Compression	600	MPa
https://www.tubecarbone.com/fr/tube-verre-epoxy-int-46-a-100mm/235-tube-verre-76x80mm-standard.html				

Nous avons choisi une structure de 4 joncs en fibre de verre de 3mm maintenue avec des bagues en ASA que l'on collera au dernier moment à ces jonc. Cette structure reposera sur la bague de retenu du moteur afin de faire directement transiter les contraintes au point d'application du moteur. Plutôt que de les faire transiter par le tube ce qui complexifierait la RDM avec le composite.

Nous avons réalisé une expérience pour se rassurer quant à la déformation liée à la compression à l'accélération. Nous avons chargé la structure et observé sa déformation.



Aucune déformation n'a été observée sous charge de 27 kg. Nous avons essayé de faire tourner la structure sous charge ce qui déforme bien les joncs, cependant la rotation sera verrouillée par des vis qui seront fixées à des bagues du squelette interne comme le système d'éjection ou les patins pour la rampe de lancement.

2.2.6 Stabilité générale

Stabtraj parle de lui-même mais voici nos réponses aux règles STABx :

STAB2 : Elancement : $10 < f < 35$	
STAB2 : Dans le cadre des fusées expérimentales mono étage, l'élancement est le rapport entre la longueur totale sans antenne et le plus grand diamètre de la fusée.	
	Ltotal : 1820
	Dmax : 80
	f = 22,75
STAB3 : Portance : $15 < C_n < 40$	
	Cn = 17,9
STAB4 : Marge Statique : $2 < MS < 6$	
	MSmin = 4,5
	MSmin = 5,4
STAB5 : Produit $MS \times C_n = C_m$: $40 < C_m (< 100)$, un produit supérieur à 100 nécessite des conditions de lancement particulières.	
	Cmmin = 81,0
	Cmmax = 96,9
STAB7 : Les ailerons doivent avoir un profil symétrique. Les ailerons d'un même empennage doivent être identiques et être au nombre de 3 ou 4.	
Caputure d'écran des profils	

2.2.1 STRUCTURE DE LA FUSÉE POST RCE2

2.2.1.1 Corps

Pas de changement, nous avons fixé sa longueur à 1800mm.

La contrainte MEC1 est d'autant plus attient.

2.2.1.2 Ailerons

Nous avons réalisé 2 prototypes, 1 avec un tube et 1 aileron imprimé en 3D, stratifier selon le plan de drapage, à la seule différence de l'utilisation de la super-glue au lieu de la colle composite.

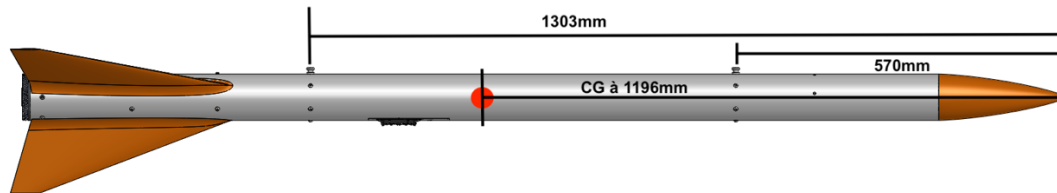
Le deuxième prototype n'a pas abouti à un assemblage complet. Nous avons fait réaliser nos ailerons dans un monolithique de G10. Des contrainte matériel de notre partenaire n'ont pas permis de leur donnée la forme prévue, ce qui donne un résultat plus lourd, avec un assemble complexe qui augmente le risque de désalignement de ailerons et pas beaucoup plus solide.

Le prototype en impression 3D nous a permis d'écarter plusieurs erreurs que nous ne ferons pas sur la fusée. Nous obtenons une solution très efficiente et terme de fiabilité, résistance mécanique et masse.

Nous n'avons plus besoin d'outillage pour aligner nos ailerons, car ils sont imprimés avec un congé entre le tube et l'aileron ce qui garantit un alignement naturel bien inférieur à 1°.

Nous nous réservons toujours la possibilité de rajouter des plis pour les renforcer en cas de besoin.

Les bords de fuite sont bien collés grâce à la stratification sous vide. Pour ce qui est des bords d'attaque ils ne seront pas enclins à la délamination dû aux forces aéro car nous replions les 2 plis extérieur le long de chaque bord de fuite.



2.2.1.5 Squelette interne

Pas de changement.

2.2.1.6 Stabilité générale

Stabtraj parle de lui-même mais voici nos réponses aux règles STABx :

STAB2 : Elancement : $10 < f < 35$	
STAB2 : Dans le cadre des fusées expérimentales mono étage, l'élancement est le rapport entre la longueur totale sans antenne et le plus grand diamètre de la fusée.	
	Ltotal : 1800
	Dmax : 80
	f = 22,5
STAB3 : Portance : $15 < C_n < 40$	
	Cn = 16,5
STAB4 : Marge Statique : $2 < MS < 6$	
	MSmin = 3,0
	MSmin = 4,0
STAB5 : Produit $MS \times C_n = C_m$: $40 < C_m (< 100)$, un produit supérieur à 100 nécessite des conditions de lancement particulières.	
	Cmmin = 50,3
	Cmmax = 66,0
STAB7 : Les ailerons doivent avoir un profil symétrique. Les ailerons d'un même empennage doivent être identiques et être au nombre de 3 ou 4.	

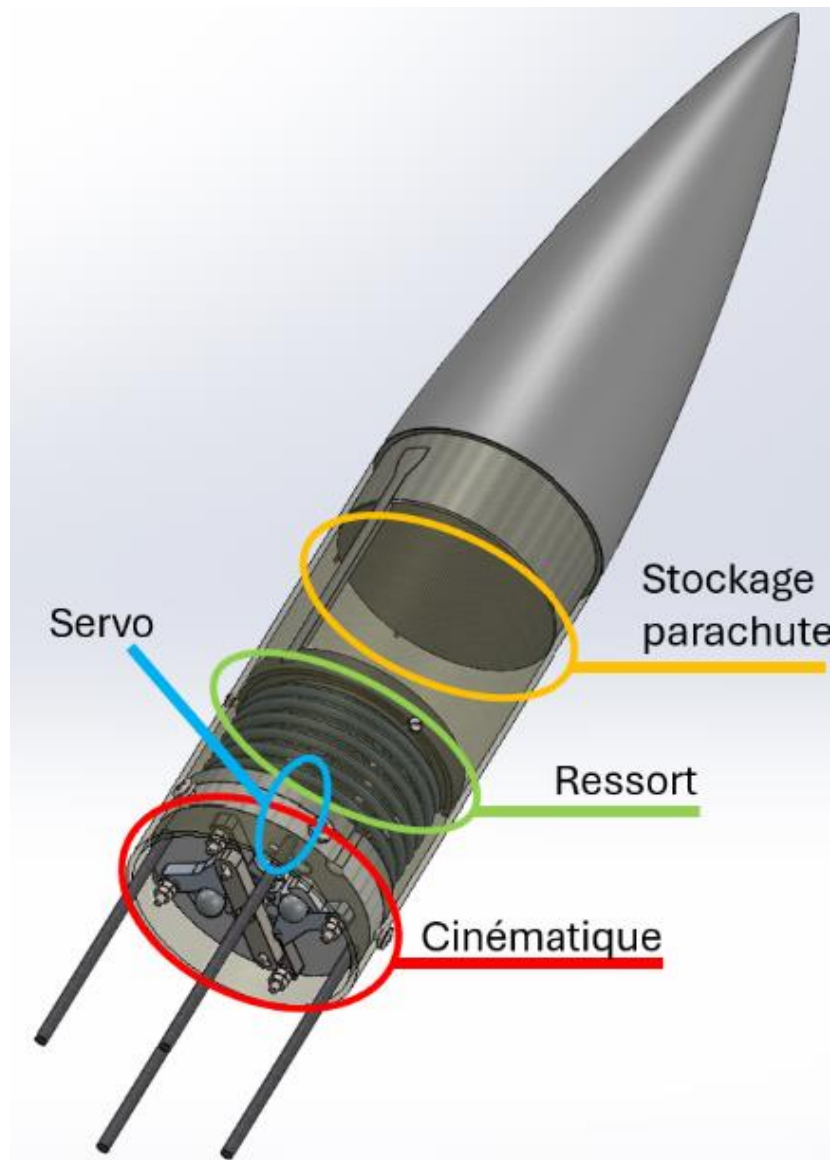
2.3 RALENTISSEUR ET ACTIONNEURS

2.3.1 Description générale

Nous avons fait le choix d'un ralentisseur de type parachute avec une éjection par la coiffe. Voilà les raisons qui nous ont mené à faire ce choix technologique :

- Absence de trou dans le corps de la fusée
- Absence de problème d'alignement avec une trappe
- Ambition technique de réaliser une éjection par la coiffe

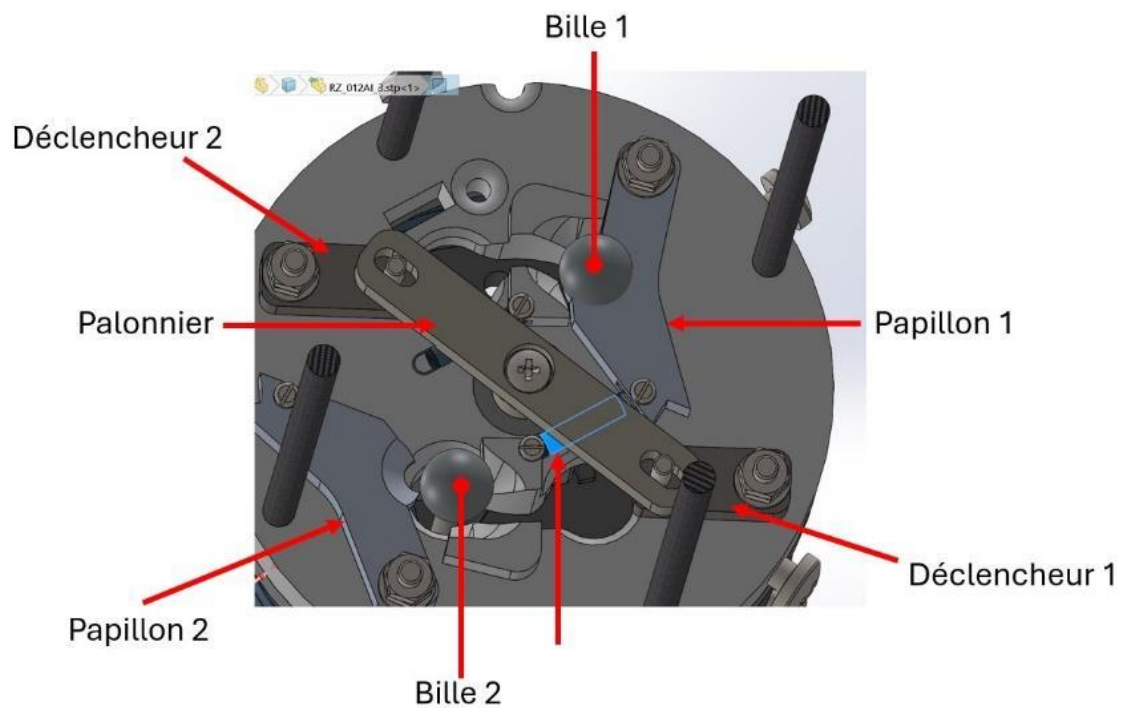
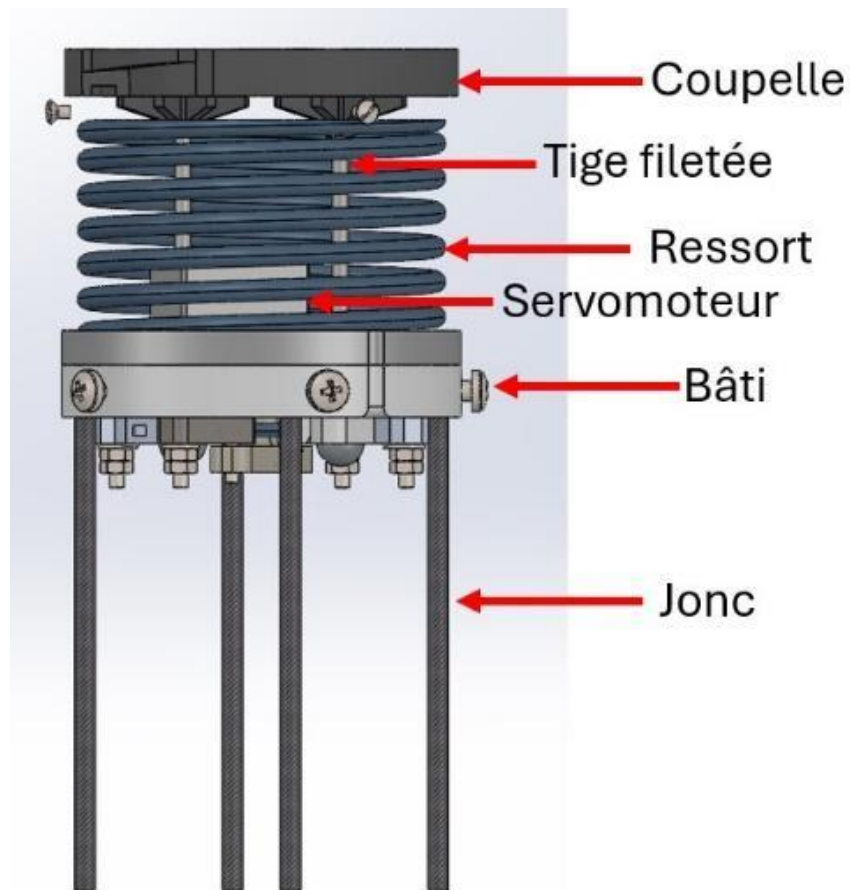
Nous avons opté pour une éjection par ressort de compression maintenue par un actionneur électromécanique. Ci-dessous, une vue générale du système d'éjection :



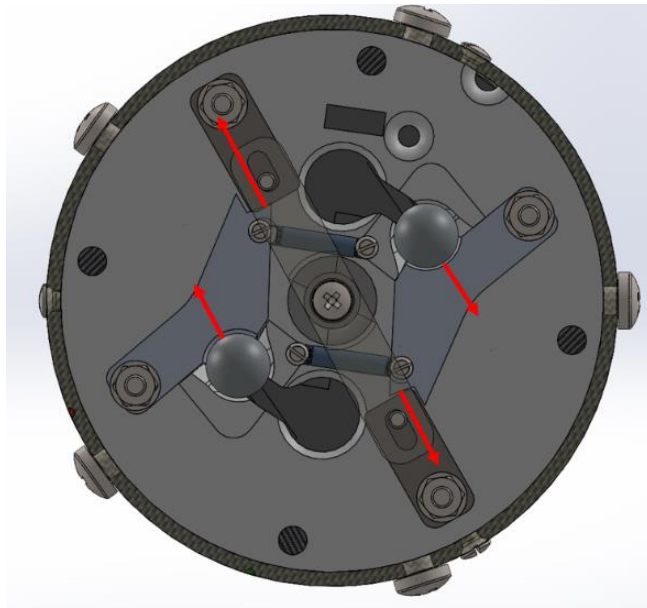
Le système d'éjection est constitué de quatre parties distinctes qui répondent chacune à une fonctionnalité.

- Le servo : Ce composant nous permet de commander électriquement par le séquenceur le premier maillon du mécanisme. L'axe de sortie du servomoteur est coaxial avec l'axe longitudinal de la fusée. Le servomoteur transmet du couple dans la cinématique via le palonnier.
- Cinématique : Cette partie du système d'éjection permet de maintenir en compression le ressort et de le libérer. Cette cinématique est symétrique pour avoir une redondance des fonctionnalités et garantir la fiabilité. Notre conception nous permet de mettre en œuvre cette cinématique de façon répétable sans utiliser d'outils pour la remettre en position.
- Ressort : Ce ressort permet de stocker de l'énergie qui est libérée par la cinématique pour éjecter le parachute. Il est dimensionné pour garantir une ouverture complète et franche du parachute.
- Stockage du parachute : Cette zone se situe entre la coiffe et le ressort. Elle permet de placer le parachute l'émerillon et l'anneau anti-torche. Le mécanisme de verrouillage de la coiffe passe par cette zone sans interférer avec le parachute.

2.3.2 Dénomination des éléments du système d'éjection



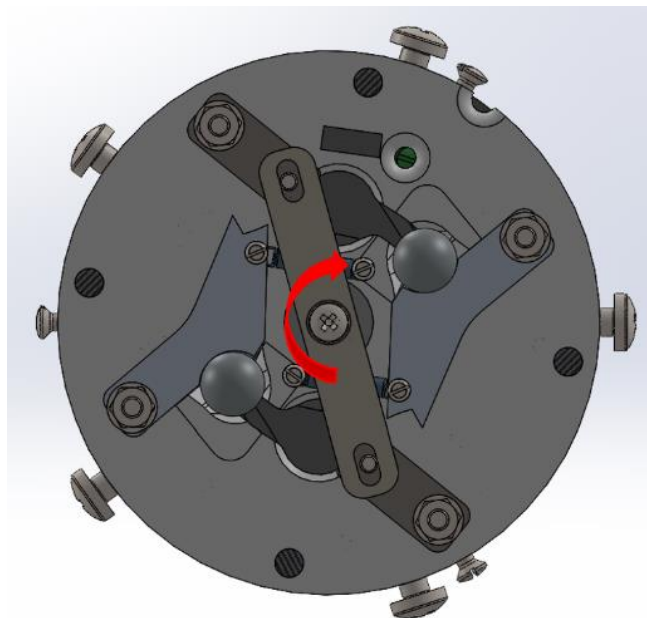
Représentation des efforts dans les différentes pièces du mécanisme :



La cinématique est autobloquante car les billes forcent sur les papillons qui est verrouillé par les déclencheurs. Le déclencheur transmet ces efforts à travers son axe de rotation ce qui fige la position.

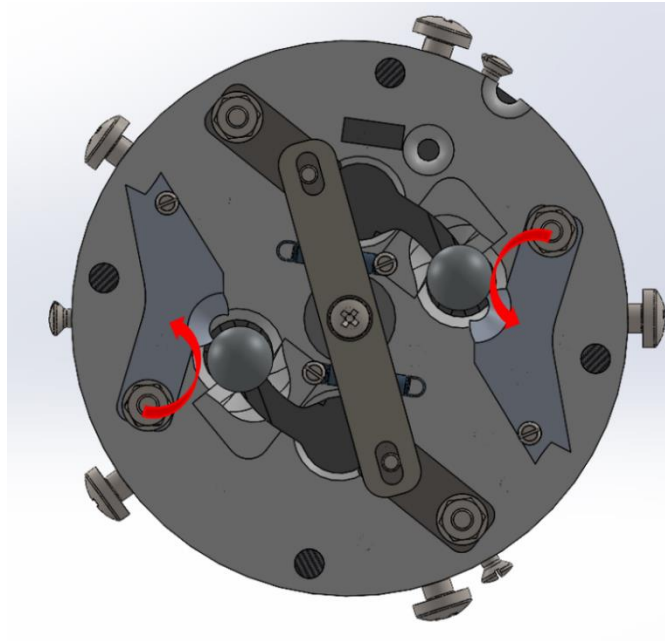
2.3.3 Description du fonctionnement mécanique

Etape 1 : Rotation de 15° dans le sens horaire du palonnier, actionné par le servomoteur.



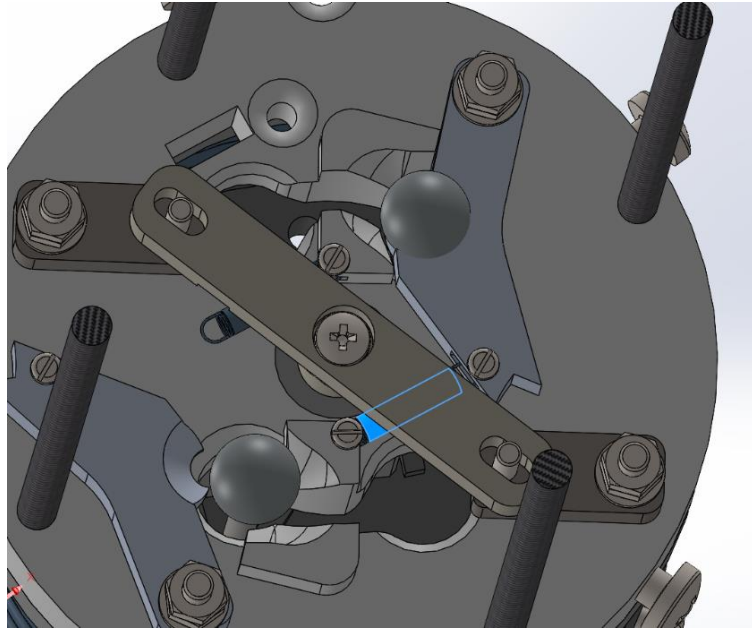
La rotation du palonnier manœuvre la rotation des déclencheurs.

Etape 2 : Libération des billes



Les papillons ne sont plus maintenus en position par les déclencheurs. Ils peuvent tourner sous l'effet de la pression du ressort sur la bille. Les angles de la zone de stockage de la bille guident celle-ci naturellement vers la sortie.

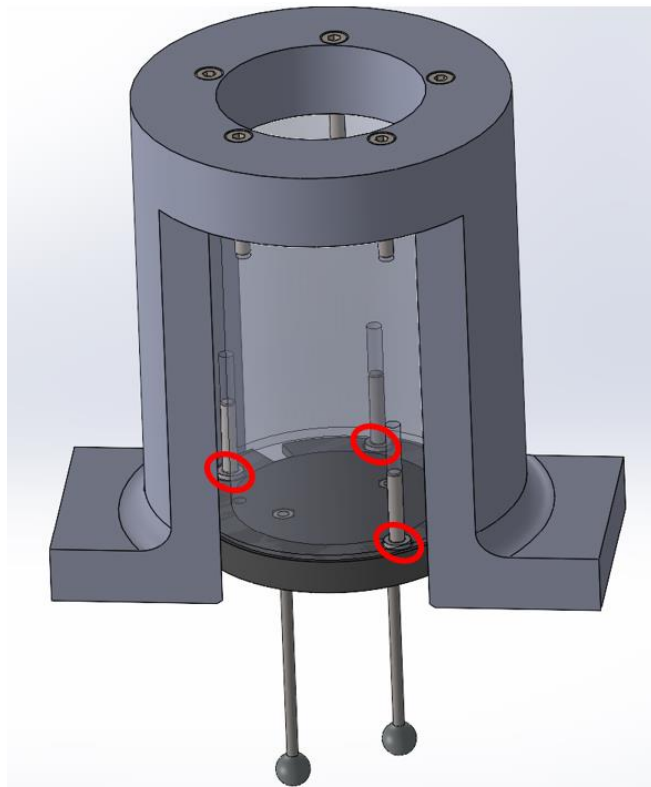
À la suite de la rotation des papillons des ressort de rappel replace en position initiale pour assurer un bon verrouillage. On observe sur la photo ci-dessous un des deux ressorts de traction qui joue ce rôle.



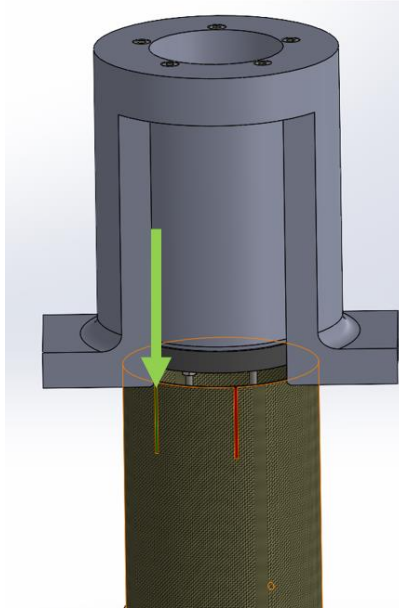
2.3.4 Rechargement du système

L'objectif de cette étape est de contraindre le ressort et verrouiller le mécanisme pour maintenir la position.

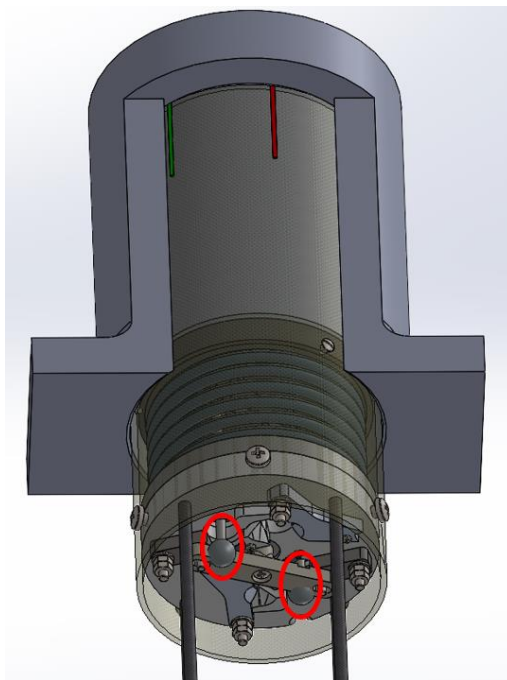
Nous avons conçu un outil de précontrainte du ressort qui sera manœuvré par un opérateur lors de chaque chargement.



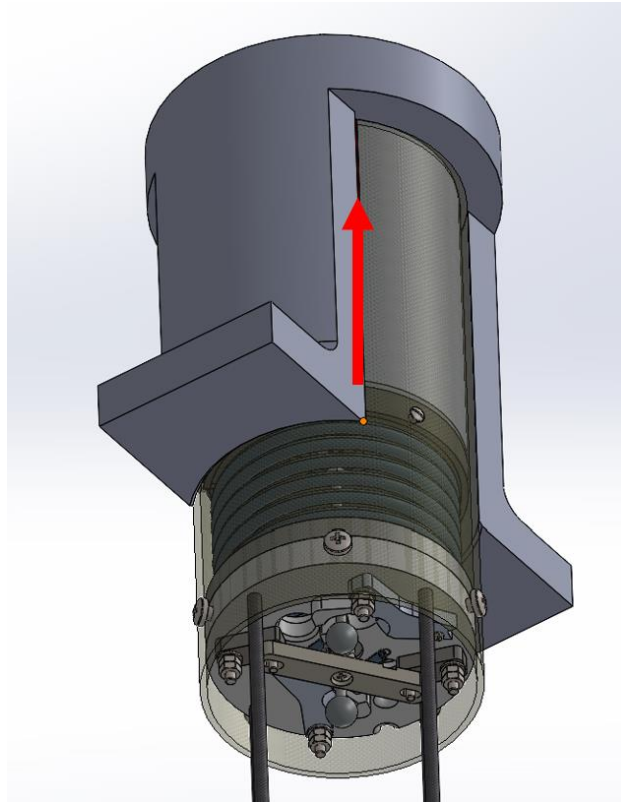
L'outil se glisse à l'intérieur et autour du corps de la fusée. La partie interne possède 3 pions de centrage formés par des têtes de vis cylindriques. Ces pions s'insèrent dans 3 perçages sur la coupelle ce qui permet d'indexer la position angulaire des deux éléments.



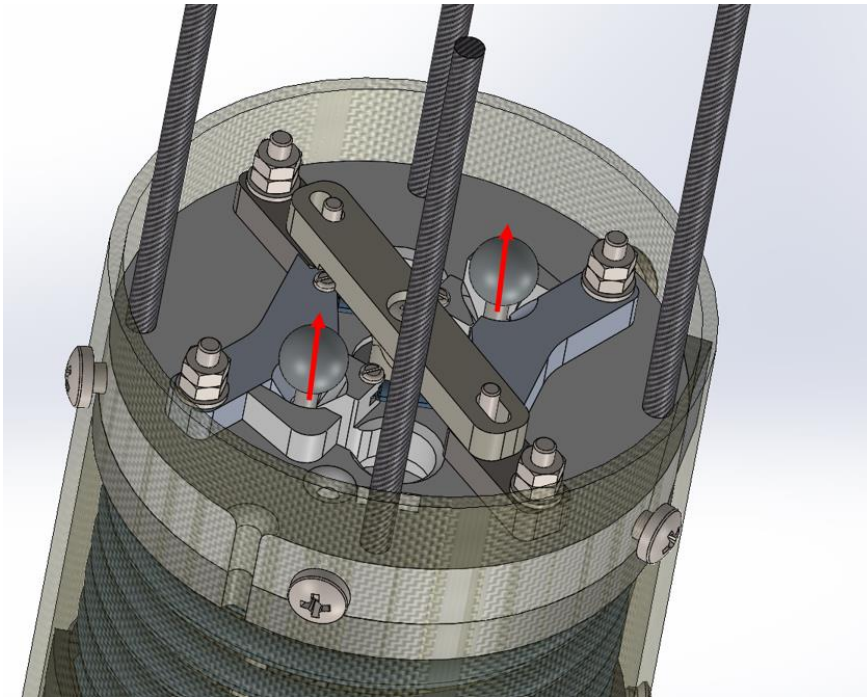
Ensuite il faut insérer l'outil et la coupelle dans le corps de la fusée en suivant le repère vert tracé sur la fusée.



Il faut ensuite appliqué une force suffisante sur l'outil, pour arriver en butée avec le haut de la fusée, tout en restant aligné avec le repère vert. Dans cette position les billes sont passées du côté de la cinématique.

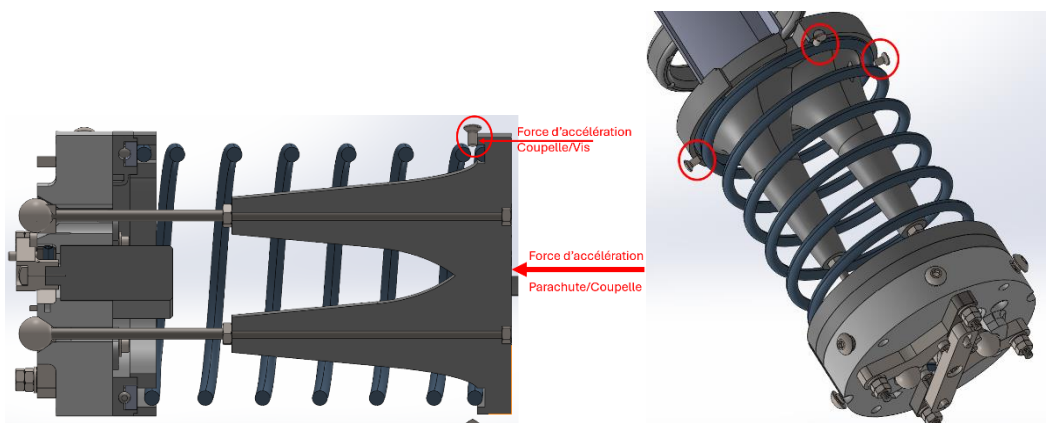
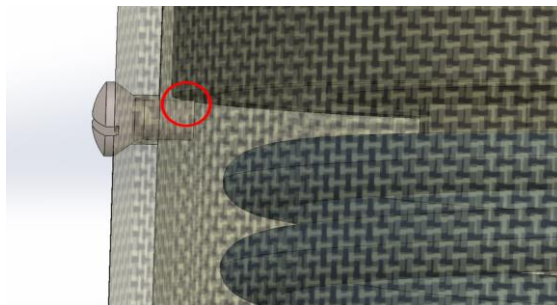


Il faut ensuite tourner l'outil dans le sens horaire et atteindre le repère rouge. Cela indique que les billes sont au-dessus de la zone de stockage.

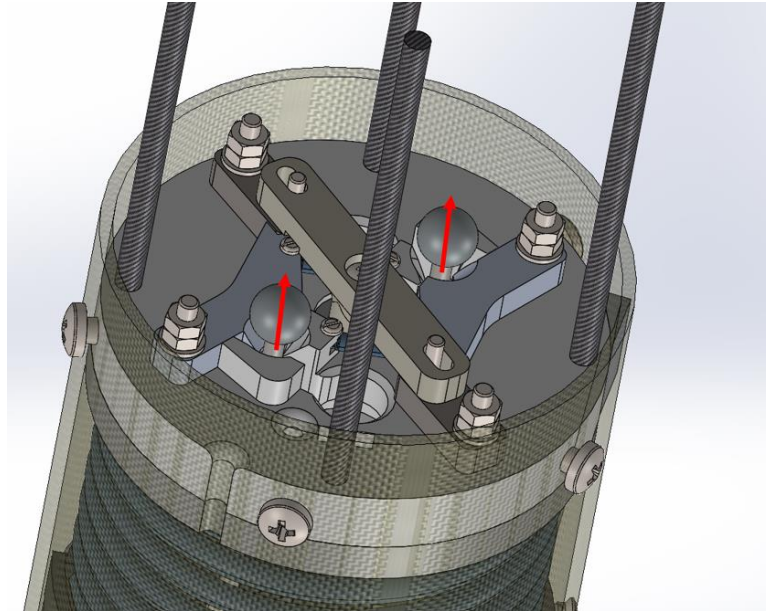


On peut alors relâcher la pression sur l'outil et la bille se dépose en même temps dans les cônes de stockage.

Ensuite on installe 3 vis sous la coupelle assurer le maintien des billes dans leur logement.



Cette butée mécanique empêche la coupelle de descendre sous l'effet de l'accélération. Si le ressort se comprime librement les billes peuvent se soulever et sortir de leur logement sous l'effet d'une force centrifuge due au roulis.

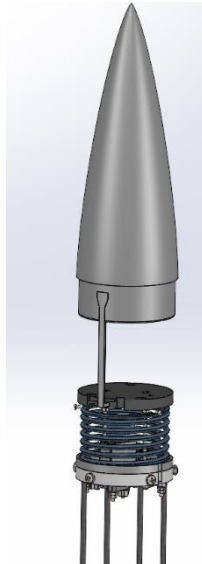


Il y a une gorge de chaque côté du ressort pour garantir son guidage sans flamber.

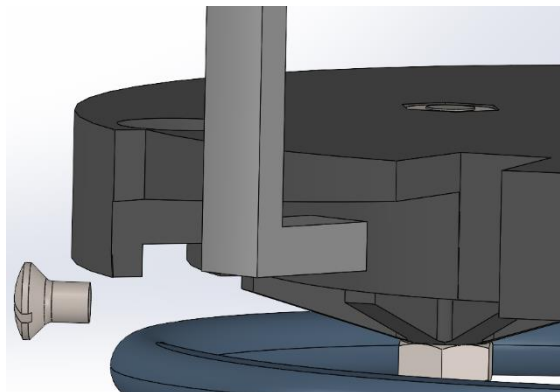
2.3.5 Verrouillage de la coiffe

Cette partie répond à une exigence du cahier des charges qui impose un maintien ferme de la coiffe.

Nous avons imaginé une solution technique qui utilise un doigt de jonction entre la coiffe et la coupelle.



Le doigt est vissé dans la coiffe et vient se glisser entre le parachute et le corps de la fusée. Une zone de dégagement sera créée par un flasque qui facilitera la manœuvre d'insertion. Lorsque la coiffe est en buté sur le tube il faut la tourner dans le sens horaire pour verrouiller le doigt sous la coupelle.



Lors de l'éjection la coupelle pousse sur le parachute qui appuie sur la coiffe. Les éléments se séparent de manière franche dans l'air pour déployer le parachute.

2.3.6 Conception du ralentisseur

- Le système ralentisseur de la fusée et de tout autre élément éjecté doit permettre une arrivée au sol à une vitesse verticale de moins de **15 m/s** et de plus de **5m/s**.

Nous souhaitons une vitesse de chute du vecteur inférieur à 10m/s.

Je cherche la surface du parachute en fonction de la vitesse de chute :

$$V_d = \sqrt{\frac{2 \times M \times g}{\rho_0 \times c_x \times S}}$$

$$S = \frac{2 \times M \times g}{\rho_0 \times c_x \times V_d^2}$$

Où :

$$\rho_0 = 1,3$$

$$c_x = 1$$

$$g = 9,81$$

$$M = 5,558 \text{ kg}$$

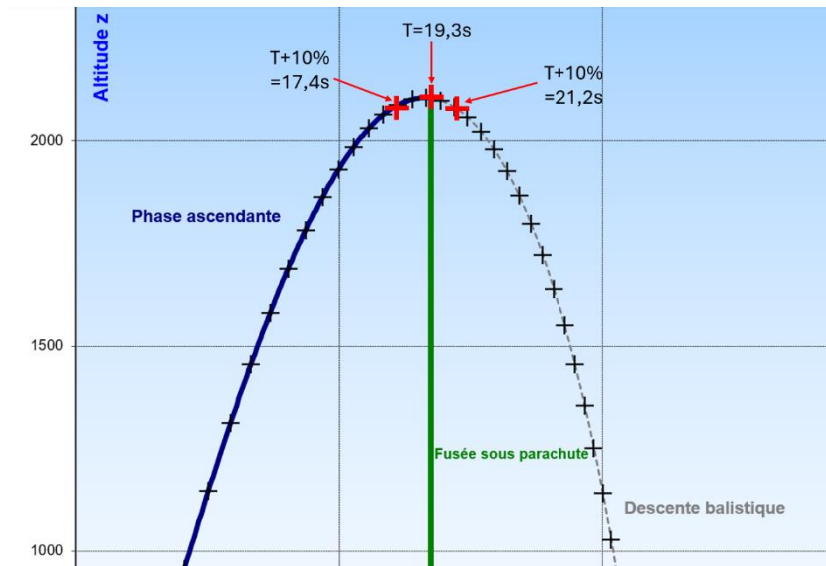
$$V_d = 7,5 \text{ m/s}$$

$$S = \frac{2 \times 5,558 \times 9,81}{1,3 \times 1 \times 7,5^2} = 1,491 \text{ m}^2$$

La surface du parachute sera de **1,5 m²** avec une vitesse de chute de **7,5 m/s**.

- Le ralentisseur doit être suffisamment solide pour résister au choc à l'ouverture.

Partie 1 : Calcul de force la maximale à T et T+-10%



Je calcule la force maximale à l'ouverture **nominal** (19,3s) :

$$F [N] = 0,5 \times 1,3 \times Surface [m^2] \times V^2_{apogée} [m.s^{-1}]$$

$$V^2 [m.s^{-1}] : 28$$

$$Surface [m^2] : 1,5$$

$$F [N] = 0,5 \times 1,3 \times 1,5 \times 28^2 = 764,4N$$

$$Traction d'une suspente max [N] = \frac{2 \times 2 \times F [N]}{nombre de suspentes} = \frac{2 \times 2 \times 764,4}{12} = 254,8N$$

La suspente utilisée résiste à une force de 2500N.

Les suspentes sont adaptées car $2500 \geq 254,8$.

Je calcule la force maximale à l'ouverture à **T+10%** (21,2) :

$$F [N] = 0,5 \times 1,3 \times Surface [m^2] \times V^2_{apogée} [m.s^{-1}]$$

$$V^2 [m.s^{-1}] : 35$$

Surface [m²]: 1,5

$$F [N] = 0,5 \times 1,3 \times 1,5 \times 35^2 = 1194,4N$$

$$\text{Traction d'une suspente max [N]} = \frac{2 \times 2 \times F [N]}{\text{nombre de suspentes}} = \frac{2 \times 2 \times 1194,4}{12} = 398,1N$$

La suspente utilisée résiste à une force de 2500N.

Les suspentes sont adaptées car $2500 \geq 398,1$.

Je calcule la force maximale à l'ouverture à T-10% (17,4) :

$$F [N] = 0,5 \times 1,3 \times \text{Surface [m}^2] \times V^2_{\text{apogée}} [m.s^{-1}]$$

$$V^2 [m.s^{-1}] : 32$$

Surface [m²]: 1,5

$$F [N] = 0,5 \times 1,3 \times 1,5 \times 32^2 = 998,4N$$

$$\text{Traction d'une suspente max [N]} = \frac{2 \times 2 \times F [N]}{\text{nombre de suspentes}} = \frac{2 \times 2 \times 998,4}{12} = 332,8N$$

La suspente utilisée résiste à une force de 2500N.

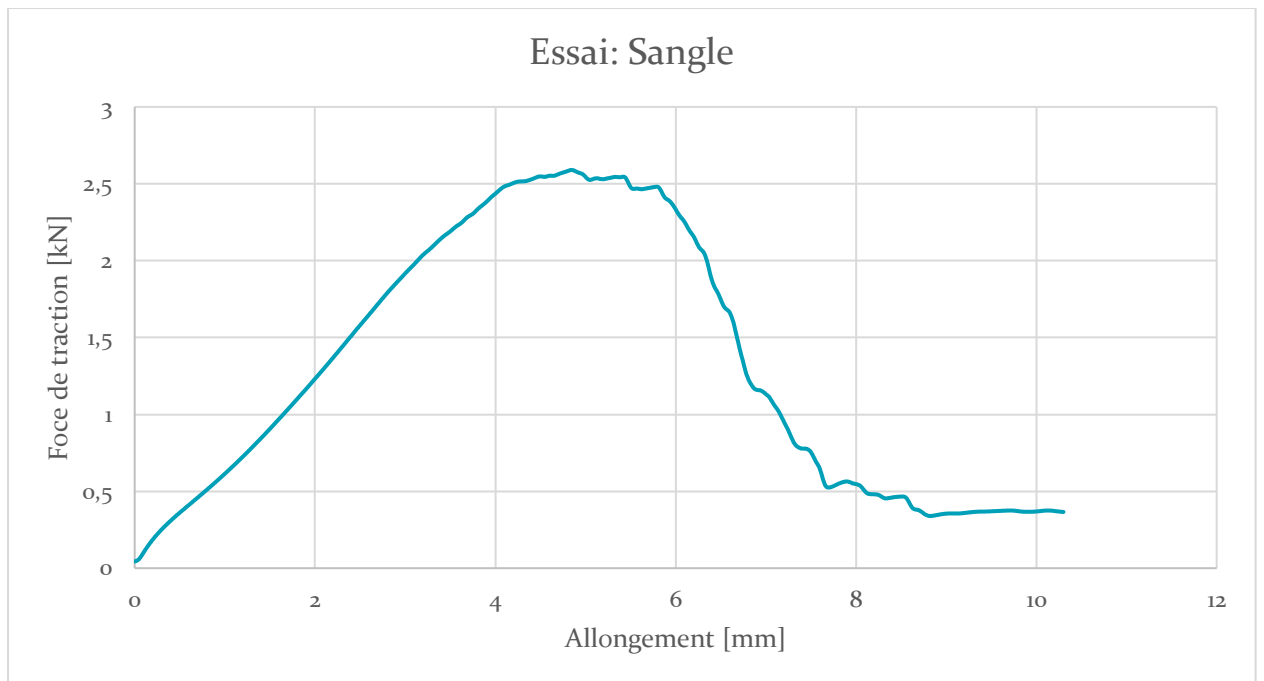
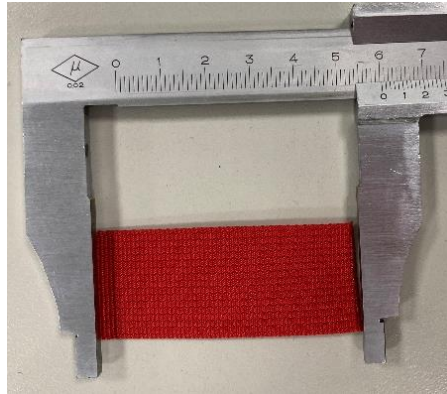
Les suspentes sont adaptées car $2500 \geq 332,8$.

Partie 2 : Test de résistance des coutures

Nous avons réalisé des échantillons pour converger vers le type de point de couture le plus résistant grâce à un banc de traction.

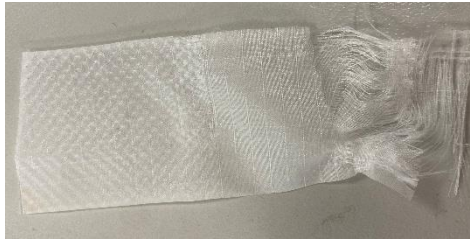
1) Phase de test des matériaux :

- Nous avons testé la tenue en traction de la sangle de retenue du parachute :



L'échantillon de 60mm a tenu 2,5kN (Force maxi du banc de traction). Le mode de rupture est un effilochement progressif qui apparaît au 2,5kN. Cette sangle est donc validée.

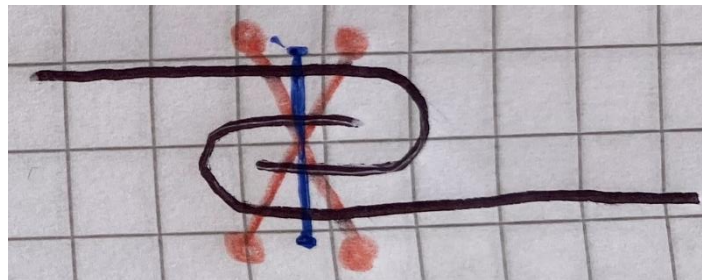
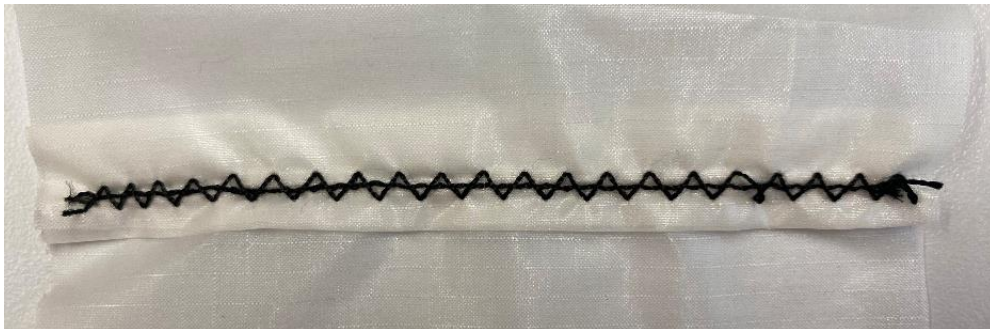
- Nous avons testé la tenue en traction du tissu du parachute :



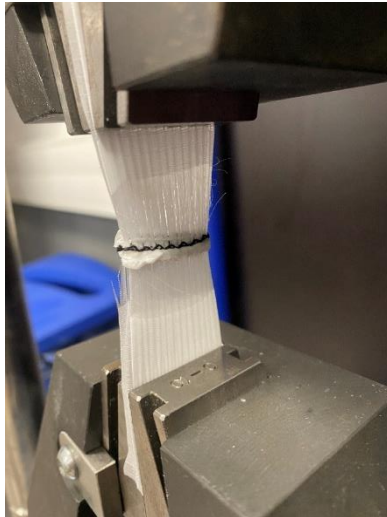
Cet échantillon de tissu s'est beaucoup allongé durant le test démontrant sa capacité à absorber de l'énergie et se déformer. Cependant les mors du banc de traction ont abîmé le tissu. Nous ne pouvons pas trouver la tenue en traction du tissu.

2) Phase de test des coutures :

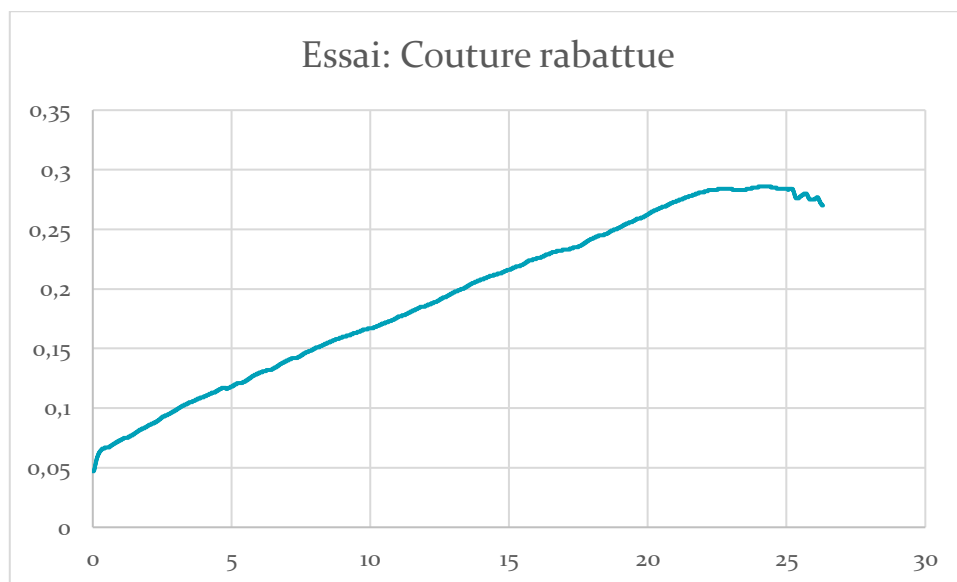
- Couture rabattue :



L'échantillon de couture rabattue est très difficile à fabriquer car le tissu ne se plie pas facilement et reprend pas sa position initiale. Il faut donc utiliser un fer à repasser par sans brûler le tissu nylon. Dans le cas du parachute il semble impossible pour un non initié de réaliser cette couture sur une forme non rectiligne comme un parachute.



Le mode de rupture est initié par le trou causé par la couture. On observe un grand allongement du tissu (zone en blanc clair). Le fil et la couture ne présentent pas de signe de rupture. Dans ce cas c'est le tissu a rompu en premier.

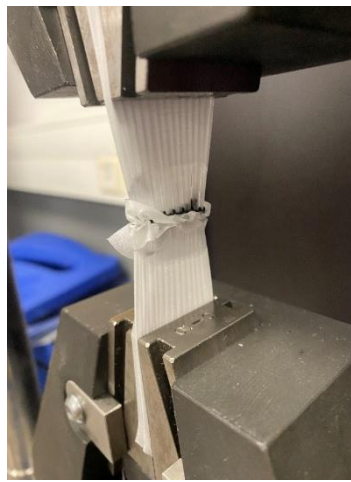
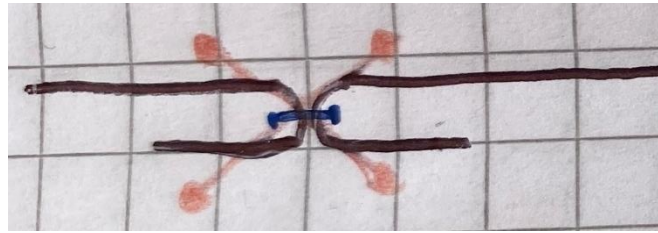


L'échantillon de couture rabattue a résisté à 0,286kN.

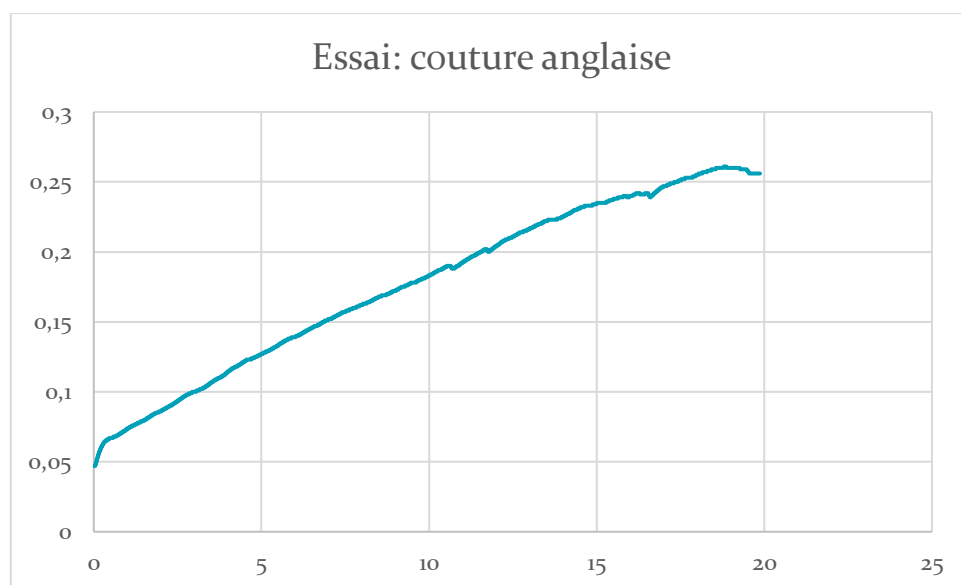
- Couture anglaise :



La couture anglaise est très facile à réaliser et esthétique. Cette couture permet de coudre des formes complexes comme un parachute.



Le mode de rupture est initié par le trou causé par la couture. On observe un grand allongement du tissu (zone en blanc clair). Le fil et la couture ne présentent pas de signe de rupture. Dans ce cas c'est le tissu a rompu en premier.



L'échantillon de couture anglaise a résisté à 0,261kN.

Conclusion sur les coutures : Les essais de traction et de fabrication cible la couture anglaise comme idéale pour réaliser le parachute.

2.3.6 Réalisation du ralentisseur

Nous avons réalisé le ralentisseur avec le tissu testé et la couture anglaise. Les essais d'ouverture et vol valident les hypothèses.



CHAPITRE 3 : ELECTRONIQUE EMBARQUEE

3.1 SÉQUENCEUR PRINCIPAL

Le séquenceur est le module électronique permettant l'actionnement du parachute de la fusée. Il détecte le décollage de la fusée et sa chute une fois l'apogée atteinte. Lorsque les paramètres de temps et de chute sont favorables, il envoie un signal au servomoteur placé dans le système d'éjection et celui-ci libère le parachute.

3.1.1 Composants

- Microcontrôleur Arduino NANO 33 BLE

- *Permet de faire fonctionner le module, coordonner les composants et de lancer la minuterie.*
- Capteur barométrique BMP280
 - *Permet de capter l'altitude*
- Buzzer TMB12A05
 - *Permet d'indiquer les état grâce à un signal sonore*
- Led Verte
 - *Permet d'indiquer la bonne mise sous tension du module*
- Led Jaune
 - *Permet d'indiquer un défaut dans l'initialisation du capteur BMP280*
- Led RGB
 - *Permet de signaler les états d'attente de décollage, de décollage et d'actionnement du système*
- Pile 9V et connectique x2
 - *Permet d'alimenter le système en énergie*
- Prise Jack femelle
 - *Permet de détecter le décollage de la fusée*
- Interrupteur rotatif
 - *Permet de mettre sous tension le module*
- Interrupteur Programme
 - *Une fois activé, le programme se lance et le séquenceur attend la détection du décollage*
- Résistances 220 Ohm (x5), 10k Ohm (x2) et Transistor

3.1.2 Fonctionnement

L'allumage se fait lorsque la fusée est en rampe avec la prise JACK, reliée à la structure de la rampe, est branchée au système.

1. Le technicien actionne un premier interrupteur grâce à un tournevis.
 - a. La LED Verte s'allume.
 - b. Le BMP280 détecte l'altitude actuelle (notée H) et l'altitude (notée Hmax) de la fusée.
 - c. Si le BMP280 ne s'initialise pas ou n'est pas détecté
 - i. La LED Jaune Erreur BMP s'allume fixe

Cela permet de mettre sous tension le module et de vérifier l'état de fonctionnement du capteur barométrique. En aucun cas celui-ci ne risque de déclencher le parachute.

2. Le technicien active l'interrupteur Programme pour actionner le programme.
 - a. La LED RGB clignote rouge
 - b. Le buzzer effectue un bip.

Cela indique que le programme est lancé et que le séquenceur attend la détection du décollage.

3. La fusée décolle, entraînant le débranchement de la prise JACK.
 - a. Le buzzer s'éteint
 - b. La LED RGB est fixe rouge
 - c. NANO 33 BLE déclenche une minuterie

CONDITIONS DE DÉCLENCHEMENT DU PARACHUTE

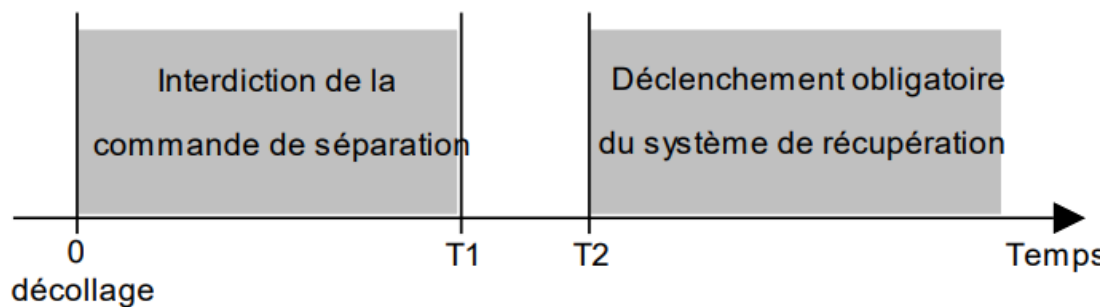
Nous utilisons deux paramètres :

- Le temps (minuterie)
- L'altitude (BMP280)

La détection de la baisse d'altitude à la suite de l'apogée de la fusée, doublée d'une fenêtre temporelle pour assurer la sécurité permettent l'actionnement du système d'éjection.

Condition 1 : Le BMP280 doit détecter une chute de 2 mètres de la fusée une fois l'apogée atteinte.

Condition 2 : La minuterie doit détecter un temps minimum $T1$ après le décollage de la fusée.



Le séquenceur ne peut actionner le système avant $T1$, car c'est l'ascension. Il doit obligatoirement actionner ce système après $T2$, car il y a un risque de crash.

Nous avons donc déterminé par calculs de STABTRAJ $T1$ et $T2$:

$T1 = 15$ secondes et $T2 = 24$ secondes

S'il y a un défaut provenant du BMP280 et que cela provoque une non-détection de la chute, le module ne pourra actionner le système entre $T1$ et $T2$ comme initialement prévu.

En revanche, la minuterie gérée par le microcontrôleur provoquera l'actionnement du système obligatoire et le déploiement du parachute lorsqu'elle aura atteint 24 secondes après le débranchement de la prise JACK et le décollage de la fusée.

4. Le parachute s'est déployé
 - a. La LED RGB est fixe bleue
 - b. Le buzzer envoie un signal sonore fixe

Le buzzer permet de situer la fusée à l'oreille à l'endroit de son atterrissage. Cela permet de mieux la localiser.

3.1.3 Calculs d'autonomie

Autonomie du PCB Séquenceur cible : 3h

Consommation théorique du Séquenceur :

- Arduino Nano : **20mA**
- BMP280 : **0.0027mA**
- LED Tension verte : **20mA**
- Buzzer : **30mA**
- LED RGB : **25mA**
- LED Erreur BMP280 Jaune : **20mA**

Calcul : $20 + 0.0027 + 20 + 30 + 25 + 20 = 115.0027\text{mA} = 0.115 \text{ A}$

Alimenté par une pile "Carrée" du commerce : 9V - 600mAh

Autonomie théorique : $0.6 / 0.115 = 5.2\text{h}$

$$\text{Temps (en heures)} = \frac{\text{Capacité (en Ah)}}{\text{Consommation de courant (en A)}}$$

Autonomie validée avec une pile carrée 9V du commerce → coef de sécu de 1.7

On notera que le module possède deux piles 9V, l'autonomie est donc de 10,4h. Cela nous donne un coefficient de sécurité de 3,5

On notera que l'autonomie requise par le C'Space est de 1h. Le séquenceur a donc un coefficient de sécurité de 10.4

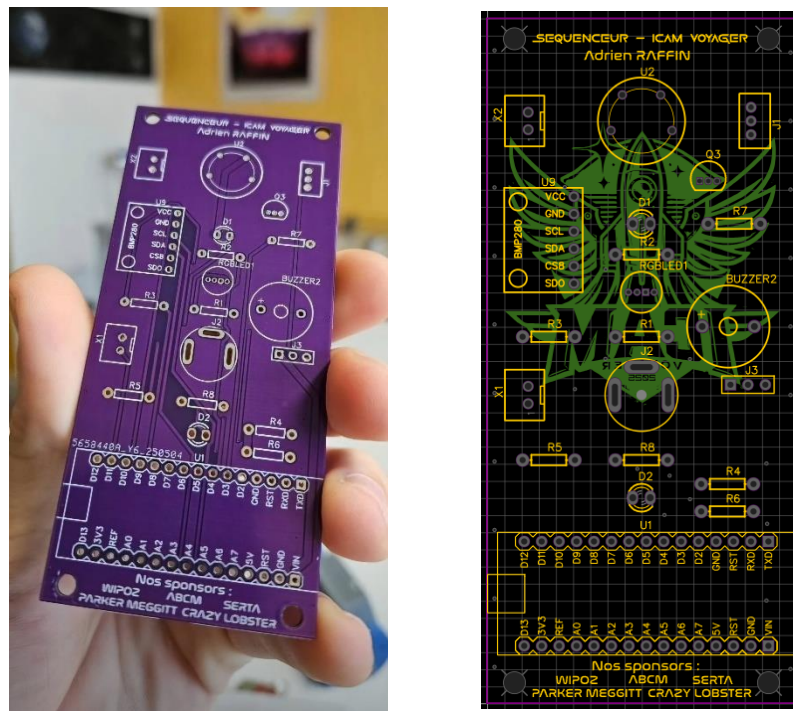
Le schéma électrique du module séquenceur se trouve en Annexe 1

3.1.4 POST RCE 2

Depuis la RCE nous avons amélioré les systèmes électroniques et concevoir en détail les supports mécaniques de nos modules. Nous avons pu également par la suite assembler nos modules physiquement.

1- Electronique

Nous avons conçu nos cartes électroniques à l'aide du logiciel EasyEDA. Elles découlent de nos schémas électroniques. La réalisation des PCB était la dernière étape avant de conclure la partie électronique du séquenceur.



Nous retrouvons tous les composants présentés plus haut lors de la RCE2. Les empreintes X1 et X2 correspondent respectivement au connectiques JST de la pile 9V et de la prise JACK femelle. L'empreinte J1 correspond à la connectique du servomoteur placé dans le système d'éjection. Les connectiques JST permettent de brancher la pile 9V, la prise JACK femelle et le servomoteur au séquenceur. Cela permet un meilleur démontage sur les modules et dans la fusée. Cela facilite également la maintenance.

Des résistances physiques de 10kOhm ont été ajoutée en tant que Pull up sur l'interrupteur Programme « Flamme JACK » ainsi que la prise JACK. Cela permet d'assurer et de stabiliser leurs états.



2- Programmation

Nous avons amélioré le code du séquenceur pour qu'il soit plus optimisé et lisible. Il est également plus facile de s'y repérer et de différencier les différentes parties. Le code est plus court et moins lourd. Il est donc facile de le comprendre et de le modifier aisément et rapidement.

Pour cela nous avons utilisé le système « Switch case ». Les différents états sont donc décrits dans des cas définis comme « Cas 1 : sous tension », « Cas 2 : armé » ... Ces cas sont appelés dans les différents « if » du code. Des variables sont définies en début de code, contenant les paramètres réglables du séquenceur comme les temps de déclenchement du parachute ou les distance de chute à détecter de la fusée. Le code fait actuellement 206 lignes.

Le code du séquenceur est en Annexe 3

3- Mécanique

Nous avons conçu des supports mécaniques pour chacun de nos modules. Ceux-ci viennent se fixer à l'aide de vis sur le squelette interne de la fusée. Ce support est imprimé en 3D, une manière simple et permettant une flexibilité de conception. Le matériau est de l'ASA, un matériau solide et résistant mieux à la chaleur, aux UV et à la pluie que le PLA ou l'ABS.

Voici le support module du Séquenceur :



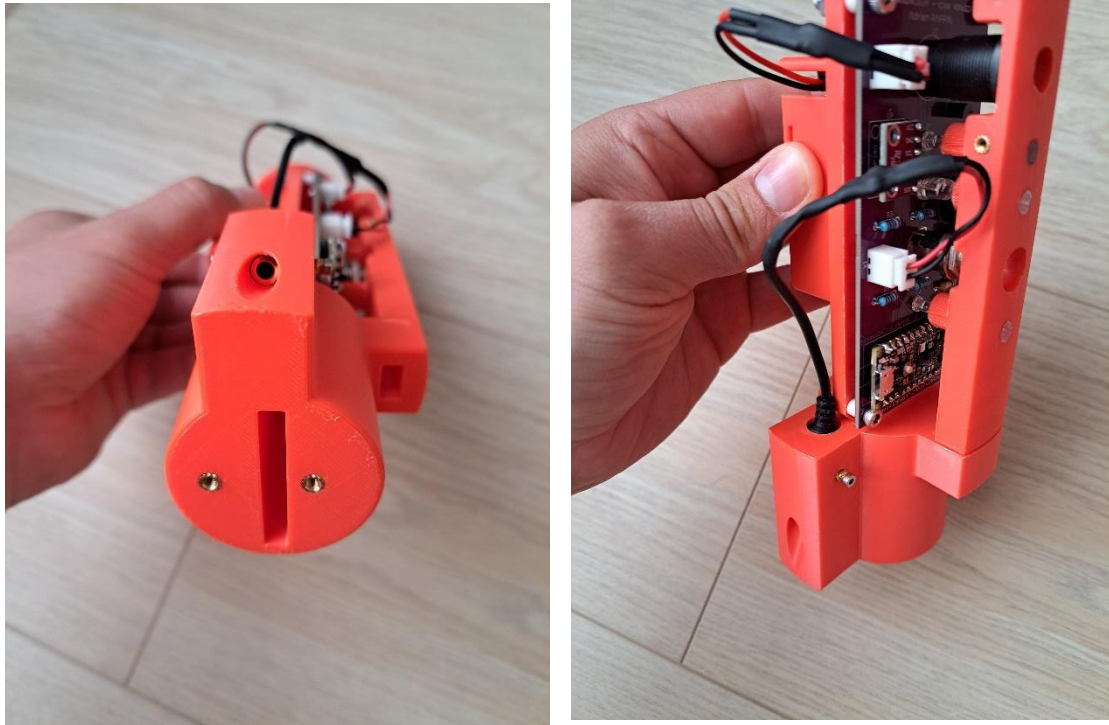
La partie avant se plaque contre la paroi intérieure du fuselage de la fusée. Chaque perçage est aligné avec un composant précis. Le premier perçage laisse entrer un tournevis venant tourner un switch rotatif. Des fibres optiques amènent la lumière à l'extérieur de LED alignées avec les 2^e, 3^e et 5^e perçages. Le trou de 10mm en 4^e position laisse passer une prise JACK « Flamme » en guise d'interrupteur Programme, retirée par les pyrotechniciens.



La plaque arrière permet de fixer la pile 9V dans un logement prévu à cet effet. Elle est maintenue grâce à 2 colliers de serrage (ici absent sur la photo). Le PCB est vissé à l'aide de vis M4 et écrous sur cette plaque. Des entretoises surélèvent la plaque pour ne pas faire toucher les soudures au support. La carte électronique se fixe verticalement pour limiter les efforts exercés dessus.



La partie basse permet de maintenir la prise JACK femelle qui va permettre la détection du décollage de la fusée. Cette partie possède un logement incliné à 20° comme le cahier des charges le recommande. La prise JACK y sera montée légèrement en force et maintenue par 2 vis M2 sur chaque côté.



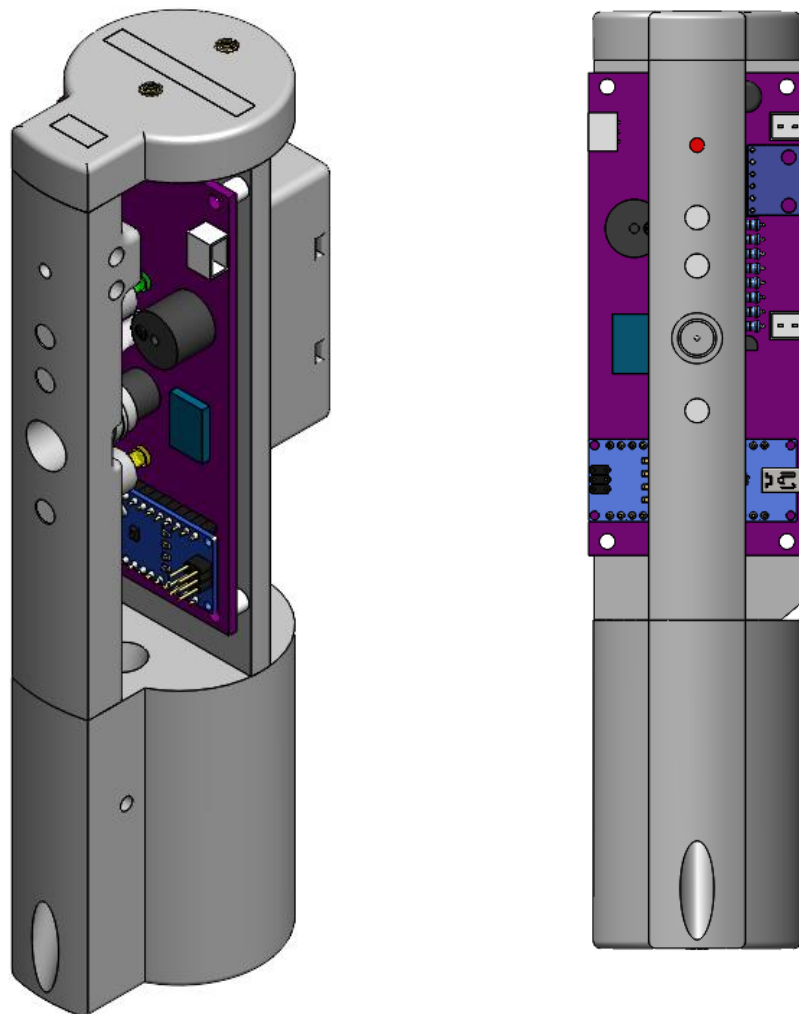
Dans chaque support il y a des inserts pour le passage de vis. L'ASA n'est jamais directement taraudé.

Sur la partie haute et sous la partie basse se trouve deux inserts M3 permettent de visser le support aux bagues du squelette interne.

Ce support est conçu en longueur pour permettre une faible largeur. La carte électronique est conçue de la même manière. En effet, pour installer le module séquenceur dans le squelette interne, nous devons passer entre deux joncs en fibre de verre. Ceux-ci ont un espacement réduit : 45mm.

De nombreux tests et prototypes ont été réalisés en 3D et imprimés pour tester les dispositions, logements ou passage de vis. Ce module en rouge est également un prototype.

Le module aura en réalité le JACK placé sur l'avant, aligné avec les voyants et interrupteurs. En effet, cela permet de le placer facilement dans le squelette interne et de le passer entre deux joncs en fibre de verre.



4- Changement de composant

a. Switch rotatif

Nous avons découvert que les switches rotatifs utilisés sur le séquenceur (x1) et sur l'expérience (x2) avaient un faux contact lors de l'allumage. Nous avons donc décidé de les remplacer par des switches plus traditionnels suivant la technologie de la vis reliant deux pattes de laiton (réf : FingerTech Mini Power Switch).

Nos supports, conçus pour les premiers switches, ont dû être modifiés pour accueillir ces nouveaux composants. Sur le PCB nous avons dû dessouder le switch défectueux et souder des fils reliant les bonnes empreintes au nouveau switch.



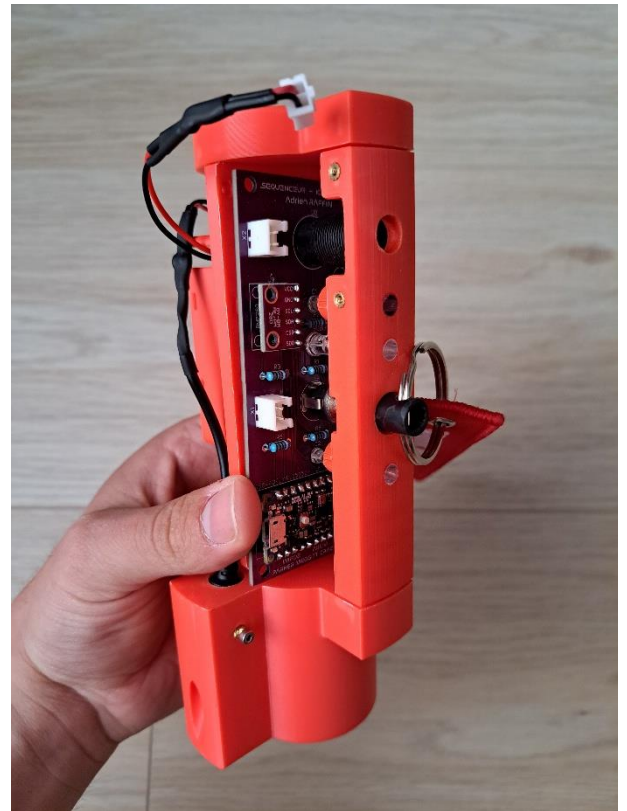
Ancien switch rotatif défaillant



Nouveau switch rotatif traditionnel à vis

b. Interrupteur programme

L'interrupteur programme a été remplacé par une flamme, à la suite des conseils reçus lors de le RC2. Lorsque la prise JACK mâle sera retirée, le séquenceur s'arme et lance le programme détectant le décollage de la fusée. Cette « flamme » sera retirée par les pyrotechniciens après la pose du moteur dans la fusée.



5- Tests de l'autonomie

Un test d'autonomie a été réalisé sur le module du séquenceur. Le test a été effectué dans la configuration la plus énergivore pour la pile 9V. Le module a été allumé et armé. C'est la configuration dans laquelle le séquenceur passera le plus de temps et où les buzzers et LED sont les plus consommateurs d'énergies.

Le test a débuté à 8h et s'est terminé à 13h. Le séquenceur a été éteint manuellement car il continuait de fonctionner. Nous avons donc une autonomie assurée de plus de 5h, alors que l'autonomie cible était de 3h, et que le C'Space nous conseillait plus de 1h de fonctionnement. L'autonomie du séquenceur a donc un coefficient de sécurité de plus de 5.

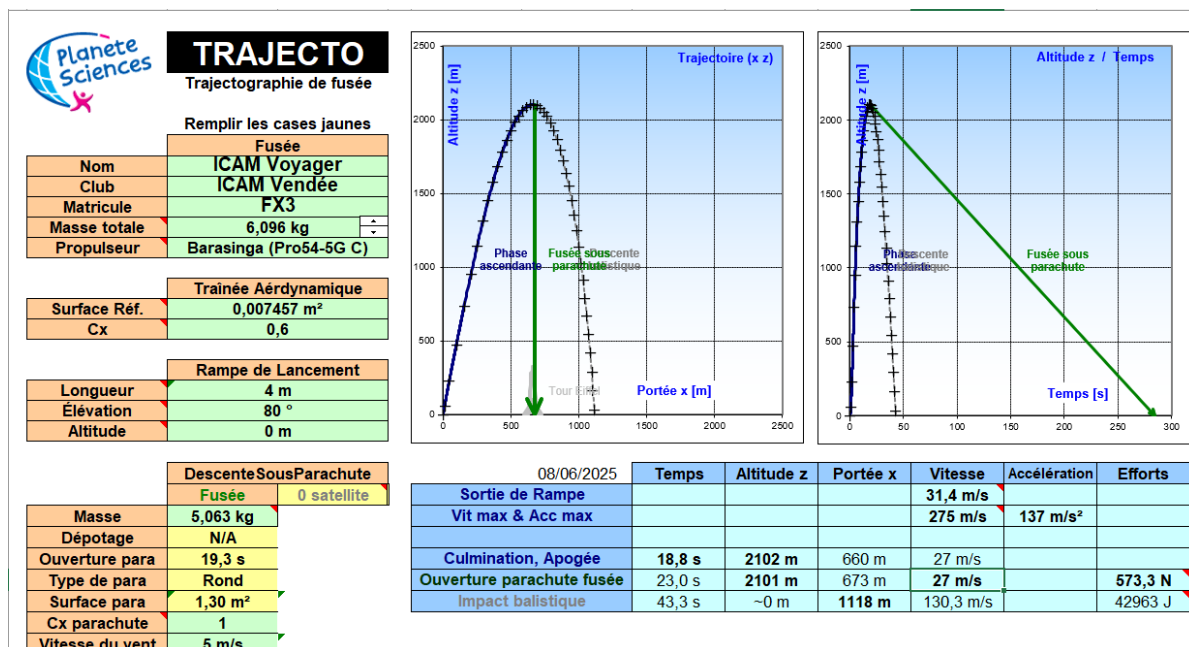
6- Formule du temps de déclenchement

a. Détermination des bornes T1 et T2

Pour connaître le temps de déclenchement, nous nous sommes appuyés sur les simulations du STABTRAJ. En effet, l'apogée est estimée à $T = 18$ secondes et le déploiement idéal du parachute est estimé à 23 secondes. Nous avons donc défini T1 et T2 comme suit :

$$T1 = 15 \text{ secondes} \quad \text{et} \quad T2 = 23 \text{ secondes}$$

Etant donné que nous considérons les temps donnés par le STABTRAJ précis à ± 2 secondes prêt, T peut être entre 16 et 20 secondes. T1 est 1 seconde avant la tolérance minimum pour plus de sécurité. Lors de la RCE 2 nous avons été conseillé de déclencher le parachute 3 secondes après l'apogée. Ce qui veut dire 3 secondes après la tolérance maximum d'apogée, d'où $T2 = 23$ secondes.



b. Fonctionnement des bornes T1 et T2

Comme expliqué plus haut dans « 3.1.2 Fonctionnement », avant T1 le séquenceur a l'interdiction de déclencher le système d'éjection et après T2 il en a l'obligation.

Entre ces bornes, la détection de chute d'altitude de la fusée doit être détectée par le capteur barométrique BMP280 pour activer le système.

c. Fonctionnement du BMP280

Les données du BMP280 ne seront pas étalonnées. Ce qui veut dire que lorsque le séquenceur s'allume, le capteur ne détecte pas une altitude de 0 mètres. Il détecte seulement les différences d'altitude. Cela ne nous pose aucun problème car nous avons besoin d'une différence de valeur et non une certaine valeur précise. Nous n'avons pas choisi d'étalonner ce capteur par soucis de temps, épuration du code et simplification du système.

Les données reçues seront brutes. Elles oscillent chaque seconde de +/- 100mm. Cela ne pose pas de problème si la distance de chute devant être détectée est élevée (2000mm par exemple). Mais réaliser une moyenne glissante dans le code du séquenceur pour des données plus stables sera une piste d'amélioration lors de la semaine 24, avant la RCE 3.

Infos BMP280 :

Le BMP280 est un capteur MEMS (MicroElectroMechanical System) qui mesure la pression atmosphérique absolue, puis la convertit en température et en altitude via des formules numériques. Au cœur du BMP280, il y a une membrane flexible en silicium suspendue au-dessus d'une cavité. Cette membrane est soumise à la pression atmosphérique extérieure. Sur cette membrane sont déposées des jauges de contrainte (résistors) en forme de pont de Wheatstone. Quand la pression change, la membrane se déforme. Cette déformation modifie la résistance des jauges, ce qui produit une variation de tension. Ce signal électrique analogique est proportionnel à la pression appliquée.

d. Détermination de la différence d'altitude à mesurer

La chute déterminée à être détectée pour déclencher le système d'éjection doit être de 2 mètres. Cette distance a été choisie car elle n'est ni trop courte pour créer une erreur due aux données brutes (oscillation de +/- 100mm), ni trop élevée pour que la fusée prenne trop de vitesse et applique trop d'efforts sur les sangles du parachute.

Evidemment, les temps de déclenchement, ainsi que les distances de chutes sont facilement réglables dans le code du séquenceur grâce à un code optimisé. Nous n'avons pas de cavalier physique sur le PCB ou le séquenceur.

3.2 EXPÉRIENCE

3.2.1 Définition de l'expérience

L'expérience consiste à suivre et analyser la trajectoire de notre fusée afin de mieux comprendre les facteurs influençant ses performances, tels que l'altitude, la vitesse et l'angle de montée. Ces informations sont essentielles pour optimiser la conception et le fonctionnement des futures fusées.



En parallèle, nous évaluons la précision des capteurs embarqués afin de valider leur fiabilité ou d'identifier d'éventuelles améliorations. Tester différentes configurations de vol nous fournira également des données comparatives précieuses, facilitant des analyses approfondies pour de futures optimisations.

Pour ce faire, nous analyserons plusieurs paramètres clés :

- **L'altitude**, mesurée par un baromètre, pour suivre l'ascension de la fusée.
- **La position GPS** (latitude et longitude), afin de reconstituer précisément la trajectoire.
- **La vitesse**, calculée à partir des données GPS et barométriques.
- **L'accélération**, mesurée par une IMU, pour comprendre les forces exercées sur la fusée.
- **L'orientation**, déterminée grâce aux données du gyroscope, afin d'évaluer la stabilité et la direction du vol.

Ces mesures combinées nous permettront d'affiner notre compréhension du vol et d'améliorer la performance des futures missions.

Les différentes données seront enregistrées à une fréquence de **100 Hz** sur une carte **microSD** directement connectée à notre microcontrôleur.

3.2.2 Composants et spécifications

Capteurs et modules

- **BMP280** (pression/altitude) : ± 1 hPa, 75 Hz, I2C/SPI.
- **MPU6050** (IMU) : Accélération/rotation, 1 kHz, I2C.
- **Ublox NEO M8N** (GPS) : 10 Hz, précision 2,5 m, UART/I2C.
- **E220-900T22D** (LoRa) : 22 dBm, portée 5 km, UART.

Composants auxiliaires

- **Buzzer** : Indicateur sonore de l'état.
- **Sélecteur rotatif 0033.4513** : Activation de la télémétrie, réduction de la traînée.
- **LEDs** : Indicateurs de statut du système.
- **Borniers** : Connexion fiable pour les batteries.

Alimentation

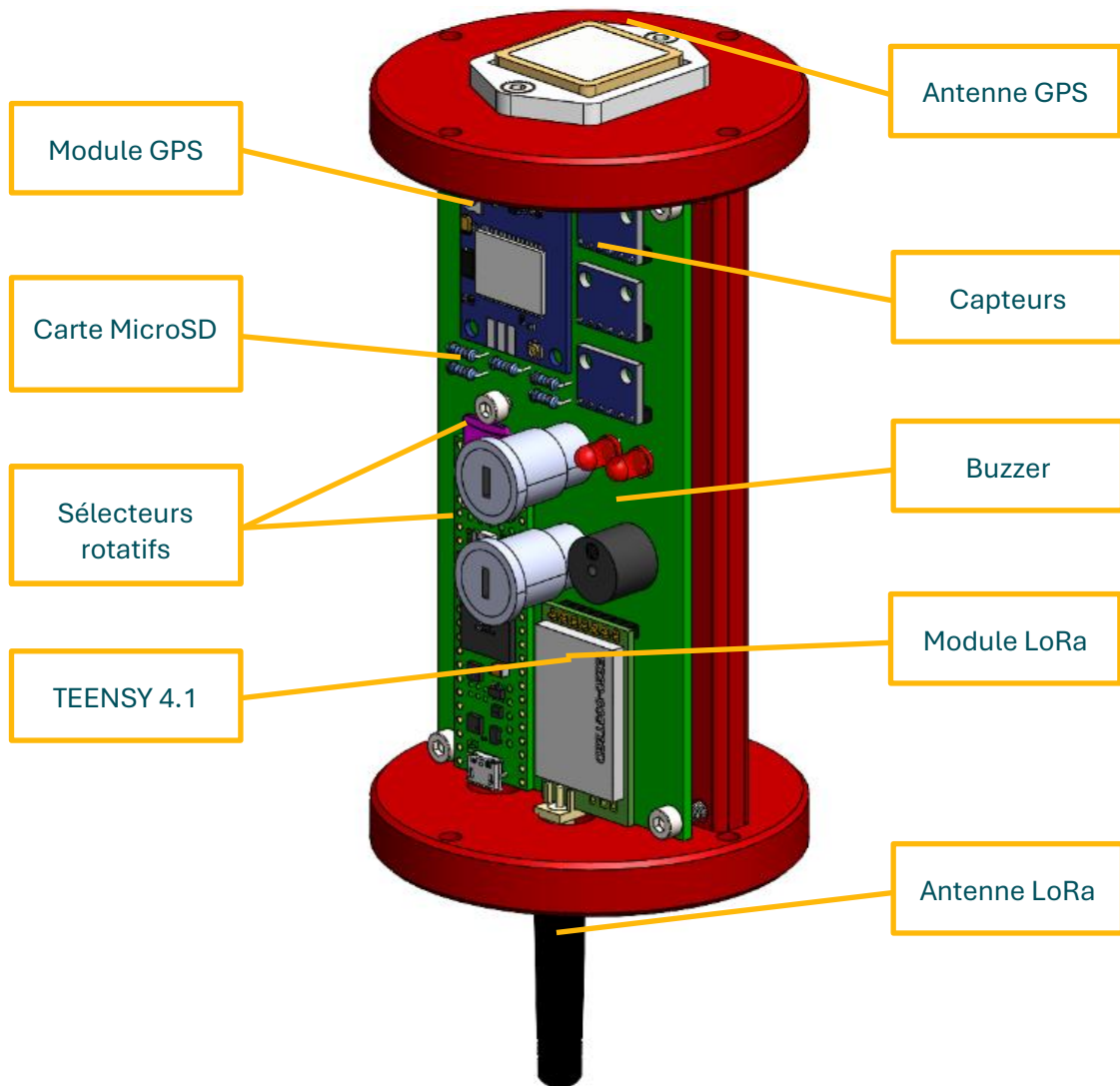
- **Batteries LiPo 3.7V** : Une pour le microcontrôleur et les capteurs, une pour le module LoRa.
- **Consommation estimée** : 250 à 1000 mA.



Nouvelle version du module avec les emplacements de nos leds et switches rotatifs, et module démontable du squelette interne

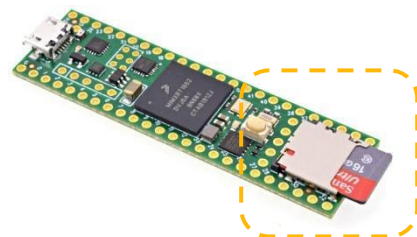
Antenne YAGI pour avoir une portée décuplée pour le module de réception





3.2.3 Récupération des données

Les données seront stockées sur trois supports distincts afin d'assurer leur sauvegarde en cas de perte ou de détérioration de la carte microSD embarquée :



1. **Dans la fusée** : enregistrement sur une microSD au format **.txt**.
2. **Dans le module de réception au sol** : enregistrement sur une microSD au format **.txt**.
3. **Sur le PC au sol** : enregistrement au format **.csv** pour une analyse plus aisée.

Cette redondance garantit la récupération des données même en cas de vol balistique, où la fusée pourrait être perdue ou sa carte microSD endommagée.

3.2.4 Télémétrie

Les données seront également transmises en temps réel via un module **LoRa**, permettant leur lecture à distance depuis tout ordinateur équipé d'un module LoRa compatible. Le module que nous avons choisi est **paramétrable**, ce qui nous permet de modifier la **fréquence**, la **puissance d'émission**, ainsi que le **canal de communication**. Cette flexibilité sera particulièrement utile le jour du lancement, nous permettant d'adapter rapidement les réglages en fonction des besoins ou pour éviter les interférences avec d'autres communications.

Format de la trame de télémétrie

La trame actuellement définie suit le format suivant :

Structure de la trame

@TPAvlLVsSrpPqxyzXYZ

- @ → Début d'un nouveau paquet
- T → Température
- P → Pression
- A → Altitude
- v → Vitesse
- l → Longitude (GPS)
- L → Latitude (GPS)
- V → Niveau de batterie (%)
- s → Force du signal (RSSI en dBm)
- S → Nombre de satellites
- r, p, q → Angles de roulis, tangage et lacet
- x, y, z → Valeurs du gyroscope
- X, Y, Z → Valeurs de l'accéléromètre



Exemple de trame

@T25.3P1013A150v120l-1.23456L45.67890V85s-70S10r1p1P0q1x0.02y-0.01z0.00X9.81Y0.02Z-0.01

Chaque paquet de données occupe **82 bytes**.

Voici l'interface :



Portée et tests

La portée actuelle est estimée à **5 km**. Des tests en conditions réelles seront bientôt réalisés à l'aide d'un drone afin de valider cette estimation et d'optimiser les paramètres de transmission.

3.2.5 Évaluation des erreurs de mesure

Plusieurs facteurs peuvent affecter la précision des données collectées :

- Variation de la température
- Accélération trop importante
- Perte du signal GPS
- Interférences et bruit dans le signal

Contraintes de mesure et fréquence d'actualisation

La principale contrainte réside dans la **vitesse et l'accélération** élevées du vol. Pour garantir une analyse précise, il est essentiel de collecter un grand volume

de données en temps réel. La rapidité du système et la fréquence d'actualisation des capteurs sont donc des paramètres critiques.

Actuellement, le **module GPS** est le composant limitant la performance du système, malgré sa qualité supérieure par rapport à d'autres modèles. Il est bloqué à une fréquence de **10 Hz**, ce qui pourrait être un facteur limitant dans l'analyse fine de la trajectoire.

Une optimisation des paramètres et un éventuel changement de capteur pourraient être envisagés pour améliorer la réactivité du système.

3.2.6 Exploitation des données

L'objectif principal est de **retracer et comparer les courbes obtenues avec celles des simulations Stabtraj**, notamment en termes de **trajectoire, altitude, vitesse et déplacement**. Cela nous permettra de **visualiser la trajectoire en 3D** et d'évaluer la précision des mesures.

Avant le lancement, des tests seront effectués une fois les **PCB finalisés**, en fixant l'expérience sur un **drone**. Cela permettra de :

- **Vérifier la portée du signal LoRa** en conditions réelles
- **Tracer les premières courbes** et valider le bon fonctionnement du système

Méthode de décodage des données

1. **Ouvrir le fichier .txt** avec Excel
2. **Choisir le séparateur de données** : ";"
3. **Générer un tableau** contenant toutes les données enregistrées
4. **Tracer les courbes en fonction du temps** :
 - Altitude
 - Vitesse
 - Accélération
 - Roulis, tangage, lacet
 - Efforts subis par la fusée

Grâce à ces courbes, il sera possible d'**analyser les performances du vol et de déduire certaines valeurs**, comme l'accélération et les forces exercées sur la structure.

3.2.7 Étalonnage des capteurs

Pour garantir des mesures précises et fiables, un **étalonnage des capteurs** sera réalisé avant le vol.

Objectif : Vérifier que les capteurs fournissent des valeurs correctes dans différentes positions et ajuster les mesures si nécessaire.

Exemples d'étalonnage :

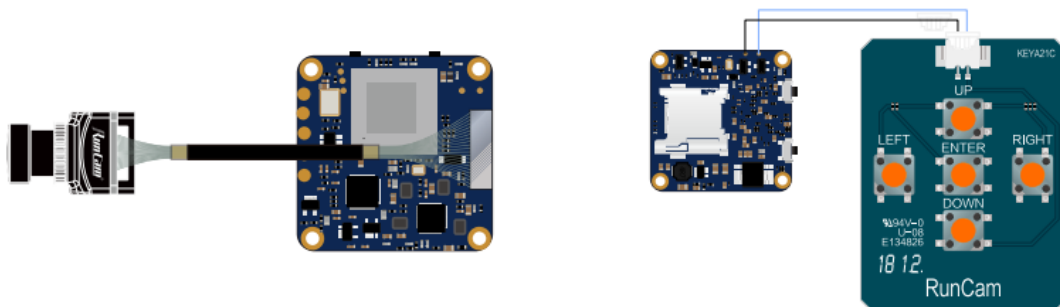
- **Inclinaison de la fusée** :
 - Posée à plat → L'inclinaison mesurée doit être **0°**
 - En position verticale → L'inclinaison doit être **90°**
- **Altitude au sol** : Vérifier que le baromètre indique une valeur cohérente
- **Correction logicielle** : Ajustements dans le code en fonction de l'implantation réelle des capteurs, prenant en compte d'éventuels décalages

Cet étalonnage est essentiel pour garantir que les **données enregistrées et transmises soient exploitables avec précision**.

3.3 IMAGERIE

3.2.1 Présentation

Le système d'imagerie embarqué de la fusée repose sur 3 caméras **RunCam Split 4**, conçues initialement pour des applications de type FPV, mais adaptées ici à des conditions de vol spatial amateur.



Caractéristiques techniques principales :

Résolution vidéo : 4K à 30 fps, 2.7K à 50/60 fps, 1080p à 60 fps

Format vidéo : MP4

Capteur : SONY 13 MP

Champ de vision : 140°

Interface : UART (communication avec le contrôleur de vol)

Alimentation : 5–20 V DC (consommation max. : 450 mA à 5 V)

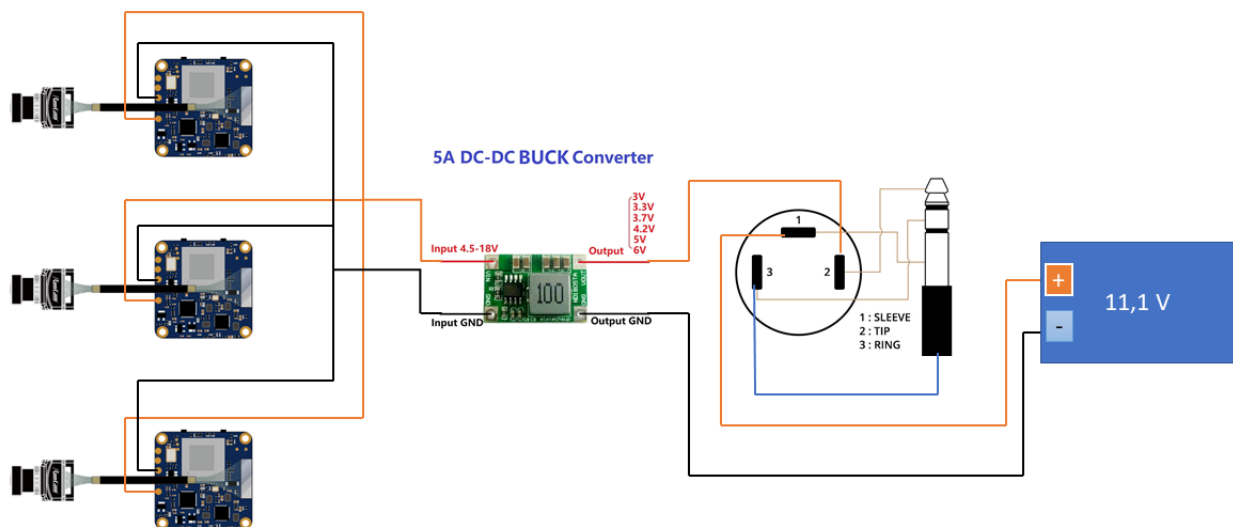
Stockage : MicroSD jusqu'à 128 Go (classe U3 recommandée)

Poids : 10,2 g

L'ensemble du système d'imagerie est alimenté par une **batterie LiPo 3S (11,1 V, 2200 mAh)**. La tension est abaissée à 6 V via un **convertisseur buck DC-DC** adapté à la consommation des caméras.

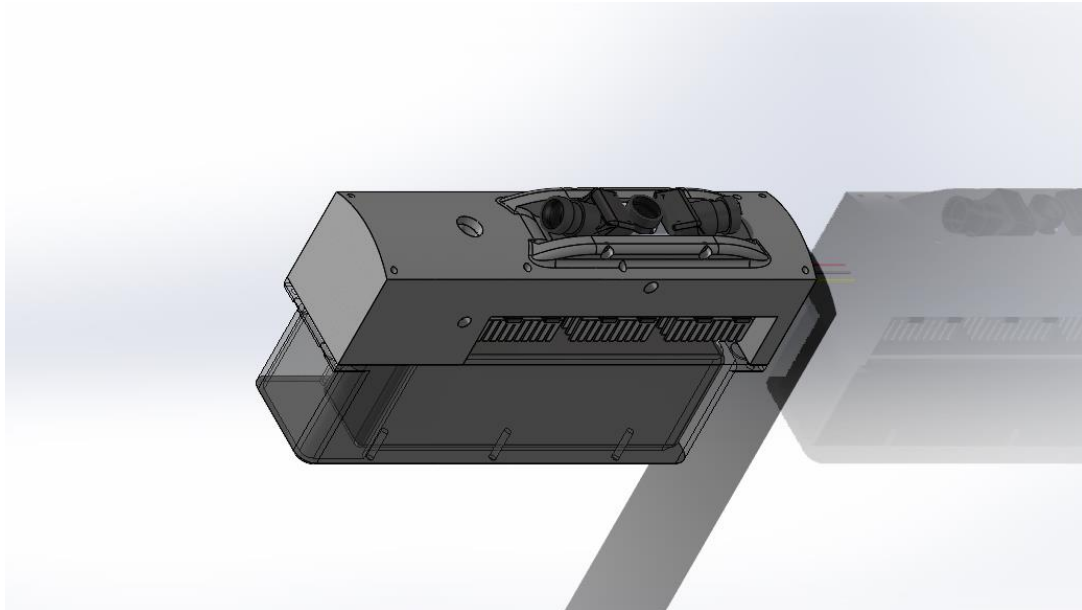
Chaque caméra est branchée via un connecteur **jack femelle inversé**, qui joue également un rôle de sécurité : l'insertion d'un jack mâle interrompt l'alimentation, permettant de désactiver les caméras sans retirer la batterie. Cela permet un armement sécurisé avant le décollage.

Les caméras se lancent automatiquement à la mise sous tension, ce qui simplifie l'opération lors du compte à rebours. Aucun signal UART ni télécommande n'est utilisé ici, le déclenchement étant entièrement automatisé par l'alimentation.



Elles sont aussi équipées d'un **refroidisseur passif** collé sur le PCB. Ce dispositif évite toute surchauffe pendant les phases de vol ou d'attente prolongée avant le lancement, notamment sous fort ensoleillement.

3.2.2 Intégration dans la fusée



Les caméras, la batterie et l'ensemble des composants mentionnés précédemment fixés dans ce module seront implantés dans la fusée à en les vissant sur un bâti immobile placé préalablement dans l'ossature interne.

CHAPITRE 4 : ANALYSE DU VOL ET DE L'EXPERIENCE

4.1 LE VOL

Pour donner suite à un manque de temps et à des **conditions météo compliquées**, notre décollage initialement prévu le **lundi soir** a été reporté au **mardi matin**. Nous avons été **appelés par les équipes de Planète Sciences** pour aller en zone de lancement.

9h50 : arrivée sur la zone rampe **FusEx**

9h52 : check des différents systèmes

9h55 : mise en rampe, allumage des **caméras** et de la **télémétrie**

9h56 : réception télémétrie **OK** et **armement du séquenceur**

10h00 : l'équipe rejoint le **PC Jupiter**

10h05 : **compte à rebours**, 10, 9, 8, 7, 6, 5, 4, 3, 2, unité, **mise à feu**

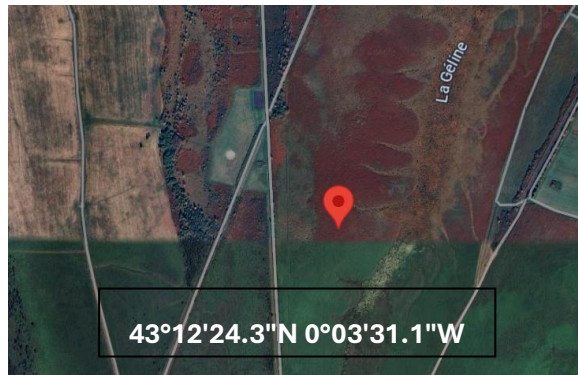
Montée fulgurante à plus de 900 km/h, elle a atteint une **apogée de 2 653 m en 23 s**, bien au-delà des prévisions. La **télémétrie a parfaitement fonctionné** tout au long du vol, transmettant en temps réel **altitude, vitesse, accélération, température, rotation et position GPS**.

Cependant, le vol est devenu **balistique** : le **parachute s'est déclenché prématurément, 5 s avant l'apogée réelle**, alors que la fusée montait encore à **350 km/h**.

La **sangle a cédé sous le choc**, entraînant la **perte du parachute**. La fusée a poursuivi sa trajectoire en **chute libre** et s'est **écrasée à plus de 397 km/h, à 1 700 m de la rampe de lancement (43°12'24.3"N 0°03'31.1"W)**.

4.2 RECUPERATION

À ce jour, la fusée n'a pas pu être récupérée, son impact ayant eu lieu dans une **zone militaire interdite** (champ de mines et obus non explosés).



4.3 ANALYSE DU VOL

Grace à la télémétrie à bord qui a très bien fonctionné tout au long du vol, nous avons réussi à obtenir les données...

Pourquoi un déclenchement trop tôt ?

Lors de la qualification, une simulation prévoyait une apogée de **1 700 m en 16,5 s.** conformément aux règles de Planète Sciences, un **temps de sécurité maximal ($T_0 = 18$ s)** avait été imposé pour garantir une éjection même en cas de défaillance électronique. Mais en réalité, notre fusée s'est révélée **beaucoup plus performante que prévu** :

- **Ailerons composites profilés (type NACA)**, bien plus efficaces qu'un plan plat,
- **Erreur de saisie lors de la simulation** : épaisseur maximale des ailerons utilisée au lieu de l'épaisseur moyenne,
- **Coefficient de traînée (C_x) sous-estimé** : pris à 0,6 (valeur standard) alors que le design offrait une traînée plus faible,
- **Revêtement vinyle lisse** réduisant fortement la rugosité de surface.

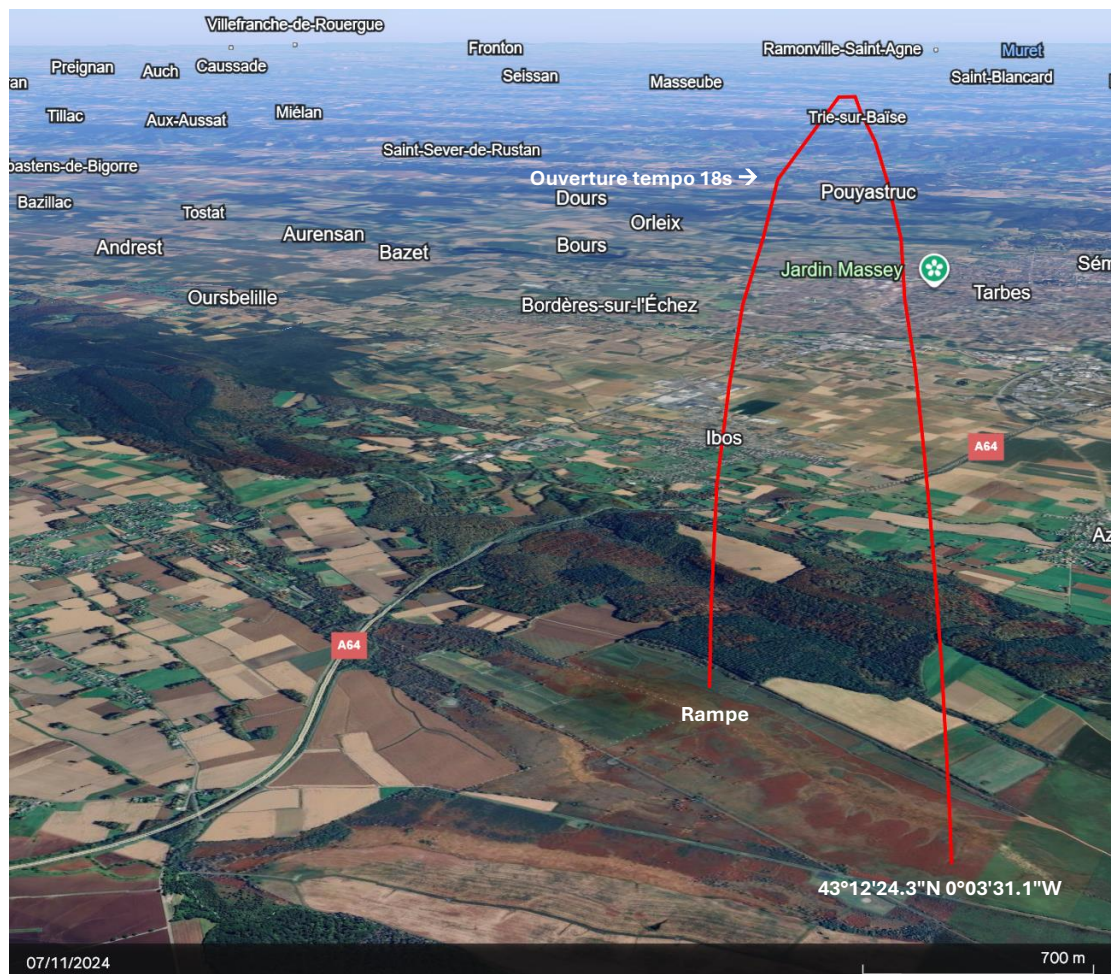
Ces paramètres mal estimés ont conduit à une simulation trop pessimiste, fixant un temps de sécurité trop court. Ainsi, à **18 s**, la fusée montait encore à **245 km/h**, provoquant un déclenchement prématuré et la rupture du parachute.

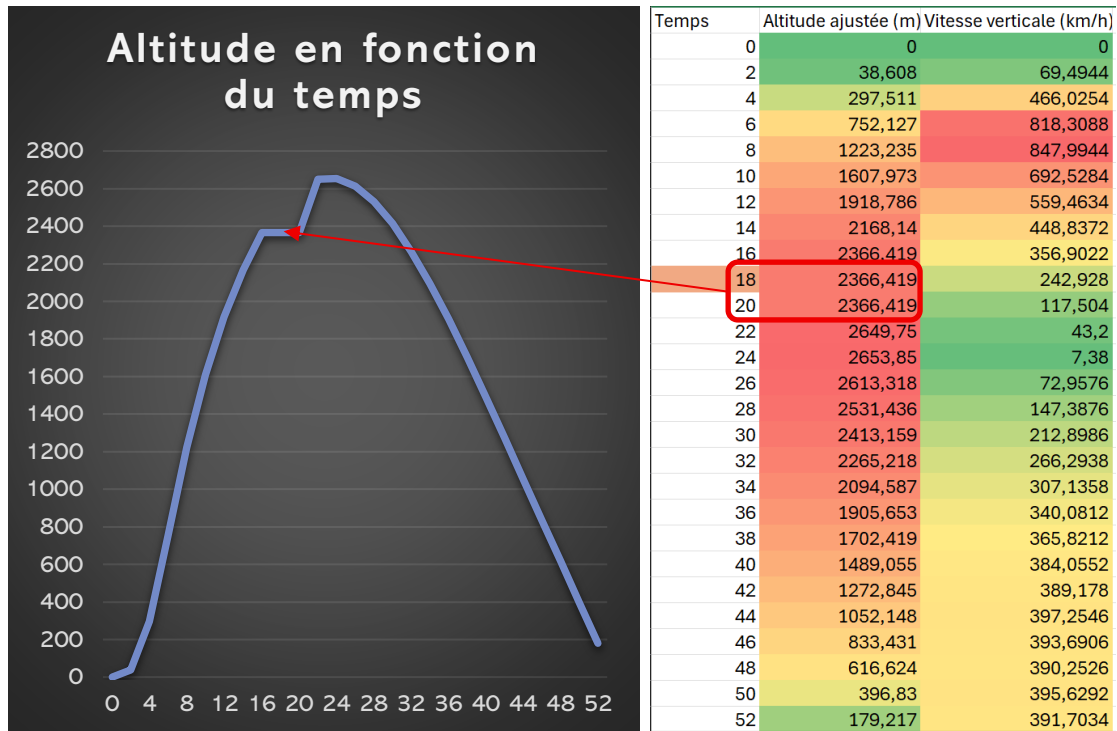
4.4 RESULTATS ET MESURES

Durée totale du vol : 54 s

- **Altitude max : 2 653 m**
- **Vitesse max : ~900 km/h**
- **Temps à l'apogée : 23–24 s**
- **Ouverture parachute : à ~18 s (sécurité)**
- **Vitesse verticale à l'apogée : quasi nulle**
- **Distance rampe → impact : 1 700 m**
- **Vitesse d'impact : 397 km/h**

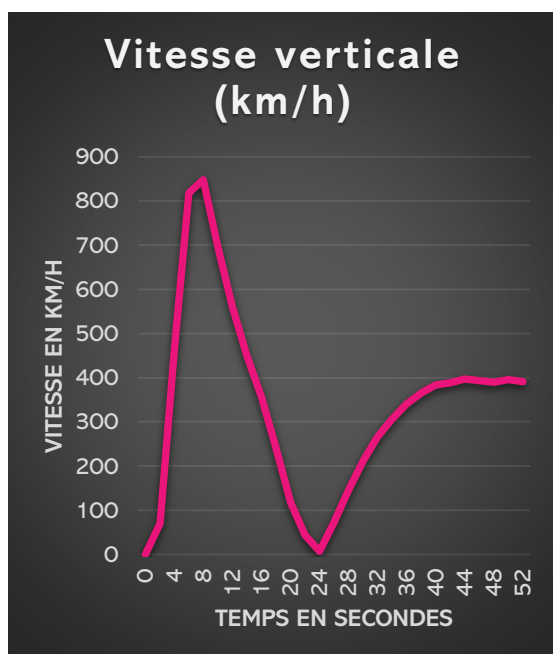
Grâce à la **télémétrie GPS**, la trajectoire a pu être intégralement reconstituée. Nous avons reçu des données jusqu'à **1,75 s avant l'impact**, ce qui nous a permis d'extrapoler le point final avec une précision de ± 3 m.





Les graphiques permettent de très vite comprendre le vol de la fusée :

- Entre la **18^e** et la **20^e** seconde, les données n'ont pas été reçues par le **système au sol**, créant une **discontinuité du mouvement**. Nous pensons que le **choc à l'ouverture** a été si violent que les **données n'ont pas été transmises**. Cela confirme bien que c'est la **sécurité qui a déclenché le parachute à 18 s**.
- On observe la **belle courbe caractéristique d'un vol balistique**.



La **courbe de vitesse** est elle aussi intéressante : on y distingue clairement la **phase de propulsion**, puis la **phase d'ascension sans propulsion**, durant laquelle la fusée **ralentit jusqu'à atteindre son apogée**, avant de **réaccélérer lors de la phase balistique**.

4.5 RETOUR D'EXPERIENCE

Malgré la destruction de la fusée, nous sommes fiers de plusieurs réussites :

- Le **système d'éjection** a bien fonctionné,
- La **bague moteur** a parfaitement maintenu le Pro54 fourni par le CNES,
- La **télémétrie** a transmis toutes les données attendues, validant notre expérience scientifique.

Ce vol, bien qu'inabouti, est une **belle réussite technique** pour une première fusée. Il nous a permis d'identifier les limites des simulations et l'importance de mieux modéliser l'aérodynamique réelle.

4.6 PERSPECTIVES

- **2026** : refaire voler **ICAM Voyager** dans un vol nominal, en recalculant correctement le **Cx** et les paramètres aérodynamiques.
- Concevoir une **nouvelle fusée** intégrant des systèmes améliorés (sécurité parachute, aérodynamique optimisée, télémétrie renforcée).
- Une fusée supersonique en fibre ?

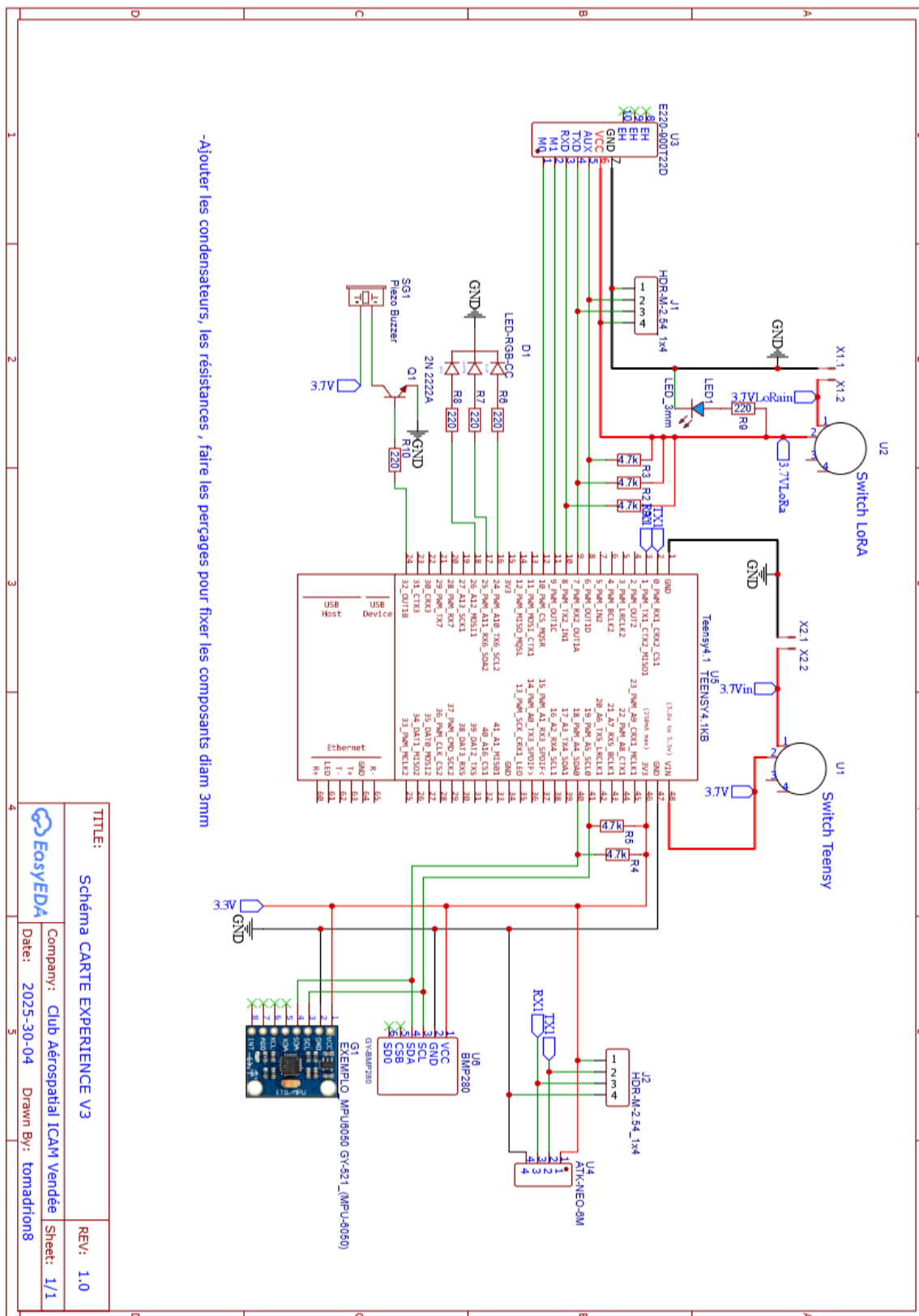
Ce projet a lancé l'activité de notre club et renforcé notre motivation. Nous avons désormais une certitude : nous voulons continuer, progresser, et relever de nouveaux défis. Un immense merci à toutes les personnes et partenaires qui nous ont soutenus.



ANNEXES

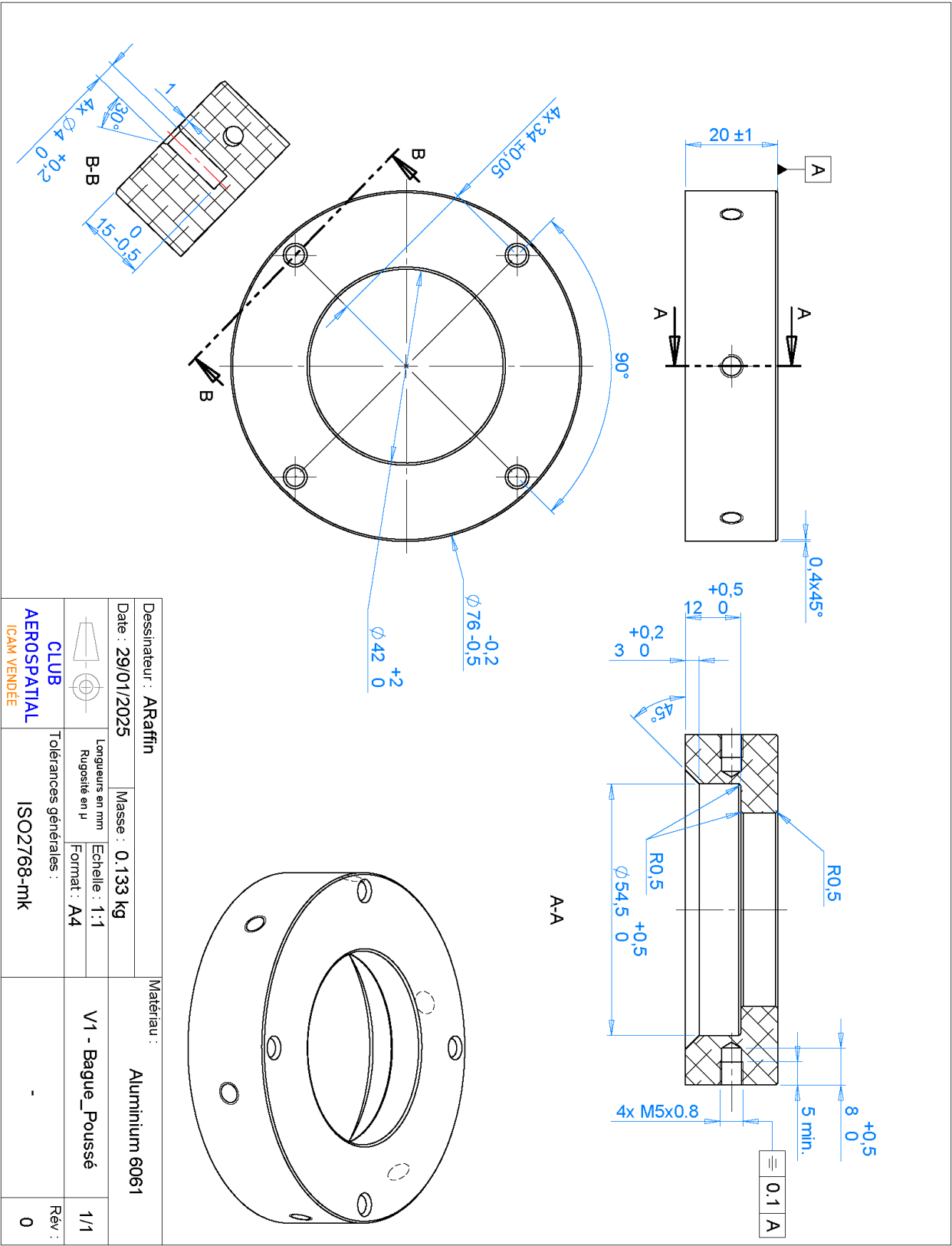
ANNEXE 1 : SCHÉMAS ÉLECTRONIQUES

1.1 Schéma électronique de l'Expérience



[illegible]

ANNEXE 2 : PLANS MÉCANIQUES



Produit d'éducation SOLIDWORKS – A titre éducatif uniquement.

ANNEXE 3 : CODE DU SEQUEUR

Programme_Sequenceur_V6.ino

```
1 // Déclaration des librairies BMP280
2 #include <Wire.h>
3 #include <Adafruit_BMP280.h>
4 Adafruit_BMP280 bmp; // I2C
5
6 // Déclaration des librairies servomoteur
7 #include <Servo.h>
8 Servo MOTOR;
9
10 // Déclaration des broches de variables maîtres :
11 const int PROGRAMMEpin = 2;
12 const int JACKpin = 11;
13
14 // Déclaration des broches de variables esclaves :
15 const int RED = 6;
16 const int GREEN = 8;
17 const int BLUE = 7;
18 const int BUZ = 3;
19 const int MOTORpin = 9;
20 const int ERRORBMP = 4;
21
22 // Variables maîtres
23 double H;
24 double Hmax = -1000;
25 double Hd = 2; //Différence d'altitude pour déclencher parachute
26
27 // Variables pour l'état de la prise Jack et de l'interrupteur
28 int JACK;
29 int PROGRAMME;
30
31 // Variables pour la minuterie de temps
32 unsigned long previousMillisMINUTERIE = 0;
33 const long intervalMINUTERIE = 1000;
34 int Temps = 0;
35 int T1 = 15; //Temps avant d'autoriser déclenchement
36 int T2 = 23; //Temps pour obliger déclenchement
37
38 // Minuterie pour le clignotement du BUZ et de la LED
39 unsigned long previousMillisBlink = 0;
40 const long intervalBlink = 500;
41 bool BUZState = LOW;
42 bool ledState = LOW;
43 unsigned long previousMillisSerial = 0;
44 const long intervalSerial = 250; // Intervalle en millisecondes (1 seconde)
45
46 // Variable etape pour le switch case
47 int ETAPE = 0;
```

```

48
49 // Variable de l'angle voulu dans le référentiel normal
50 int angle = 17;
51 int invertedAngle = 180 - angle; // Inversion de l'angle
52
53 void setup() {
54     Serial.begin(9600);
55
56     pinMode(RED, OUTPUT);
57     pinMode(GREEN, OUTPUT);
58     pinMode(BLUE, OUTPUT);
59     pinMode(BUZ, OUTPUT);
60     pinMode(ERRORBMP, OUTPUT);
61     digitalWrite(ERRORBMP, HIGH);
62
63     // Initialisation du BMP280
64     unsigned status = bmp.begin(0x76);
65     if (!status) {
66         digitalWrite(ERRORBMP, LOW);
67         digitalWrite(BUZ, HIGH);
68
69         while (1);
70     }
71
72     bmp.setSampling(Adafruit_BMP280::MODE_NORMAL,
73                    Adafruit_BMP280::SAMPLING_X2,
74                    Adafruit_BMP280::SAMPLING_X16,
75                    Adafruit_BMP280::FILTER_X16,
76                    Adafruit_BMP280::STANDBY_MS_1);
77
78     MOTOR.attach(MOTORpin);
79     MOTOR.write(180);
80
81     // Vérification des entrées
82     JACK = digitalRead(JACKpin);
83     PROGRAMME = digitalRead(PROGRAMMEpin);
84
85     //Initialisation : bip 10min si JACK débranché ou 3 bip courts si OK
86     if (JACK == HIGH){
87         digitalWrite(RED, HIGH);
88         digitalWrite(BUZ, HIGH);
89         delay(600000);
90     }
91     else {
92         digitalWrite(BUZ, HIGH);
93         delay(50);
94         digitalWrite(BUZ, LOW);
95         delay(100);

```

```

96     digitalWrite(BUZ, HIGH);
97     delay(50);
98     digitalWrite(BUZ, LOW);
99     delay(100);
100    digitalWrite(BUZ, HIGH);
101    delay(50);
102    digitalWrite(BUZ, LOW);
103    delay(100);
104 }
105
106 // LED et BUZ éteints au départ
107 digitalWrite(RED, LOW);
108 digitalWrite(GREEN, LOW);
109 digitalWrite(BLUE, LOW);
110 digitalWrite(BUZ, LOW);
111 }
112
113 void loop() {
114     unsigned long currentMillis = millis();
115
116     // Vérification des entrées
117     JACK = digitalRead(JACKpin);
118     PROGRAMME = digitalRead(PROGRAMMEpin);
119
120     // Lecture continue du capteur d'altitude
121     H = bmp.readAltitude(1013.25);
122     if (H > Hmax) Hmax = H;
123
124     // Définition des conditions des étapes
125     if (PROGRAMME == LOW) {
126         ETAPE = 1;
127     } else if (PROGRAMME == HIGH && JACK == LOW) {
128         ETAPE = 2;
129     } else if (PROGRAMME == HIGH && JACK == HIGH) {
130         ETAPE = 3;
131     }
132
133     if (Temps >= T1 && H < (Hmax - Hd)) {
134         ETAPE = 4;
135     } else if (Temps >= T2) {
136         ETAPE = 4;
137     }
138
139

```

```

140 // Exécution des étapes
141 switch (ETAPE) {
142     case 1: // Sous tension - Programme non-armé
143         digitalWrite(RED, LOW);
144         digitalWrite(GREEN, LOW);
145         digitalWrite(BLUE, LOW);
146         digitalWrite(BUZ, LOW);
147         break;
148
149     case 2: // En attente de décollage (clignotement LED rouge + BUZ)
150         if (currentMillis - previousMillisBlink >= intervalBlink){
151             previousMillisBlink = currentMillis;
152             BUZState = !BUZState;
153             ledState = !ledState;
154             digitalWrite(BUZ, BUZState);
155             digitalWrite(RED, ledState);
156         }
157         break;
158
159     case 3: // Fusée décollée (clignotement rapide du BUZ)
160         // Mise à jour du temps toutes les secondes
161         if (currentMillis - previousMillisMINUTERIE >= intervalMINUTERIE) {
162             previousMillisMINUTERIE = currentMillis;
163             Temps++;
164         }
165         if (currentMillis - previousMillisBlink >= 100) {
166             previousMillisBlink = currentMillis;
167             BUZState = !BUZState;
168             digitalWrite(BUZ, BUZState);
169         }
170         digitalWrite(RED, HIGH);
171         break;
172
173     case 4: // Parachute éjecté
174         digitalWrite(BUZ, HIGH);
175         digitalWrite(RED, LOW);
176         digitalWrite(BLUE, HIGH);
177         MOTOR.write(invertedAngle); // Envoie l'angle inversé
178         break;
179 }
180

```

```

181 // Toutes les X millisecondes, on met à jour l'affichage du moniteur série
182 if (currentMillis - previousMillisSerial >= intervalSerial) {
183     previousMillisSerial = currentMillis;
184
185     Serial.println("=====");
186     Serial.print("Prise JACK : ");
187     Serial.println(JACK == LOW ? "Connectée" : "Déconnectée");
188
189     Serial.print("Interrupteur programme : ");
190     Serial.println(PROGRAMME == LOW ? "Activé" : "Désactivé");
191
192     Serial.print("Temps : ");
193     Serial.println(Temps);
194
195     Serial.print(F("H = "));
196     Serial.print(H);
197     Serial.println(" m");
198
199     Serial.print(F("Hmax = "));
200     Serial.print(Hmax);
201     Serial.println(" m\n");
202
203     Serial.print("ETAPE : ");
204     Serial.println(ETAPE);
205 }
206 }

```