

Association Étudiante pour l'Aéronautique et l'Aérospatiale de Sorbonne Université



RAPPORT POST-VOL MC4

ALEX CARRERA
21211797

EDOARDO MAFFIA
21213275

Encadrement:
J.C. Chassaing

Version du 15/08/25



RAPPORT DE VOL

MC-4

Fusée expérimentale
avec un système anti-roulis dans le cadre de la campagne C'Space



rédigé par :

Alex CARRERA
Edoardo MAFFIA

Année universitaire 2024/2025

Table des matières

Remerciements	1
I/ Général	2
1) Club Top Aero	2
2) Membres de l'équipe	2
II/Projet	3
1) Système électronique embarqué	4
2) CAO, pièces mécanique	8
3) Étude de la stabilité et trajectographie	16
4) Système anti-roulis	18
0.1 Cas $\tau_{ext} = 0$	18
0.2 Cas $\tau_{ext} \neq 0$	19
1 Qualification MC4	25
1.1 Mécanique	25
1.2 Expérience	25
1.3 Electronique	25
2 Analyse vol	26
2.1 Présentation données	26
2.2 Préparation des données	27
2.3 Position angulaire en Z en fonction du temps.	27
2.4 Vitesse angulaire en Z en fonction du temps.	28
2.5 Accélération en Z en fonction du temps.	30
3 Altitude	32
4 Vitesse verticale	33
5 Estimation du nombre de Mach maximal	34
6 Flutter aérodynamique des ailerons	35
6.1 Améliorations pour la prochaine itération	36
7 Conclusion et améliorations	36
Photos du C'Space	38

Remerciements

Nous souhaitons tout d'abord exprimer notre profonde gratitude à l'équipe du **Fablab**, pour leur accueil et la mise à disposition de leur matériel. Sans leur soutien technique et logistique, la construction de la fusée n'aurait jamais été possible.

Nos remerciements les plus sincères vont également à notre professeur, **Jean-Camille Chassaing**, qui nous a accompagnés tout au long du projet. Par ses conseils avisés et son encadrement scientifique, il a su nous orienter et nous guider dans chacune de nos démarches.

Nous adressons aussi toute notre reconnaissance à l'équipe de **Planète Sciences**, ainsi qu'aux nombreux bénévoles, pour l'organisation du **C'Space**, un événement qui a permis de concrétiser ce projet dans les meilleures conditions.

Nous tenons également à remercier **3Dconnexion** pour nous avoir proposé un tarif avantageux sur leurs produits, ainsi que nos sponsors, notamment **Dassault Systèmes**, pour la mise à disposition des licences SolidWorks, et **Ansys**, pour l'octroi de licences de simulation numérique.

À toutes ces personnes et organisations, nous adressons nos remerciements les plus sincères pour avoir contribué de manière décisive à la réussite de ce projet.



FIGURE 1 – Logos des partenaires et sponsors ayant contribué au projet MC-4.

I/ Général

1) Club Top Aero

Top Aéro est l'association étudiante d'Aéronautique et d'Aérospatiale de Sorbonne Université, fondée en 2018. Son objectif est de réunir les passionnés de ce domaine et de promouvoir les enseignements et compétences en ingénierie aérospatiale. À travers des projets ambitieux, nous offrons aux membres une expérience pratique dans des projets concrets tels que des fusées expérimentales, des atterrisseurs verticaux, des drones solaires, et bien plus encore.

Depuis sa création, Top Aéro a lancé avec succès **quatre fusées expérimentales**, dont une transsonique, et également un projet **CanSat**. Parmi nos accomplissements notables :

- En 2019 lors de notre première participation au C'Space, la fusée expérimentale **Mil-lenium Curie 1** a reçu le prix CNES de la meilleure fusée expérimentale, ainsi que le Prix GIFAS lors de la remise des Prix Espace & Industrie en décembre 2019.
- En 2021, notre **CanSat NEWT** a remporté la 2e place de la compétition CanSat France.

2) Membres de l'équipe

L'association rassemble aujourd'hui plus de **100 membres inscrits**. Pour le projet **MC-4**, une équipe de cinq membres est dédiée, chacun ayant des responsabilités spécifiques. Cette collaboration regroupe des étudiants issus de domaines variés, tels que la mécanique, la physique, l'électronique et l'informatique, ce qui permet d'aborder le projet sous différents angles.

Mécanique & CAO**Expérience****Simulation & Informatique****Électronique**

Nom	Prénom	Filière d'étude
Maffia ¹	Edoardo	L3 - Mécanique Intensif
Carrera ¹	Alex	L3 - CMI Mécanique
Liu ¹	Owen	M2 - SESI
Evyenia	Rubenight	L1 - Sciences Formelles
Rurerekana	Mateo	L1 - Science de l'ingénieur
Lyautey	Wilfrid	M1 - SESI

1. Chefs du projet

II/ Projet

Le projet **MC-4**, anciennement **Prométheus**, est un tout nouveau projet lancé par notre association.

Le nom a été choisi pour faire écho aux anciennes fusées de l'association, afin de leur rendre hommage et de maintenir une certaine continuité dans notre travail.

Ce projet vise à s'attaquer à un problème courant rencontré par toutes les fusées au moment du lancement : le roulis, c'est-à-dire une rotation sur leur axe principal. Pour corriger ce mouvement, nous avons installé un système à roue d'inertie, capable de compenser les forces extérieures responsables de cette rotation. L'objectif était de maintenir la fusée stable tout au long de sa montée.

Bien qu'elle s'inspire mécaniquement de précédents modèles de l'association, la mise en place du système anti-roulis constitue le cœur du projet.

Afin de mettre en œuvre ce système anti-roulis, nous nous appuyons sur des capteurs embarqués, notamment un accéléromètre et un gyroscope. Ces instruments fournissent en temps réel les données nécessaires sur le mouvement et l'orientation de la fusée, permettant ainsi d'ajuster la vitesse de rotation de la roue d'inertie avec précision.

En parallèle, un système électronique embarqué a été développé pour assurer le traitement des données, la commande du système anti-roulis, ainsi que le suivi du vol en temps réel. Cette approche devait permettre non seulement de valider notre solution en conditions réelles, mais aussi de collecter des informations précieuses pour les futures itérations du projet.

1) Système électronique embarqué

a) Le séquenceur

Conformément au cahier des charges du C'Space, notre séquenceur utilise une seule logique de déclenchement fondée sur un fenêtrage temporel T_1/T_2 et une détection altimétrique. Après l'arrachement du câble jack, le système est armé : aucun déclenchement n'est autorisé avant $T_1 = 17$ s. Entre T_1 et $T_2 = 22$ s, le déclenchement est commandé par l'altimètre : nous dérivons l'altitude, filtrons la vitesse verticale par une moyenne glissante exponentielle, et lorsque la vitesse de chute atteint -5 m/s, le parachute est éjecté. Si aucun déclenchement n'a eu lieu à T_2 , l'éjection est forcée pour garantir l'ouverture.

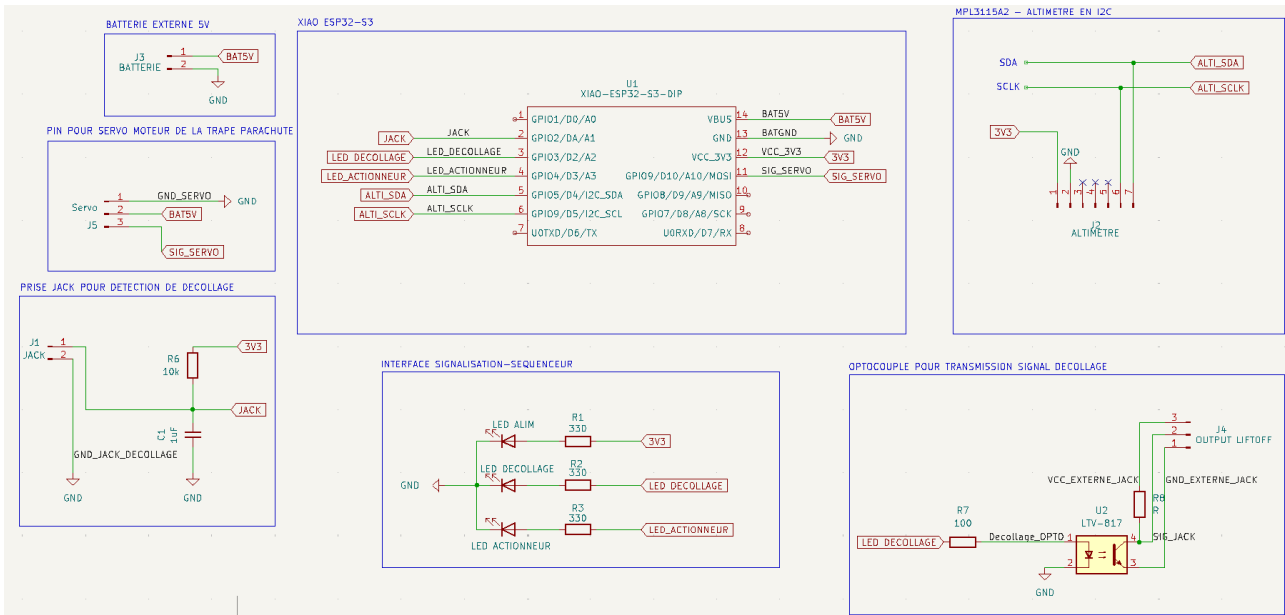


FIGURE 2 – Schéma électronique du séquenceur

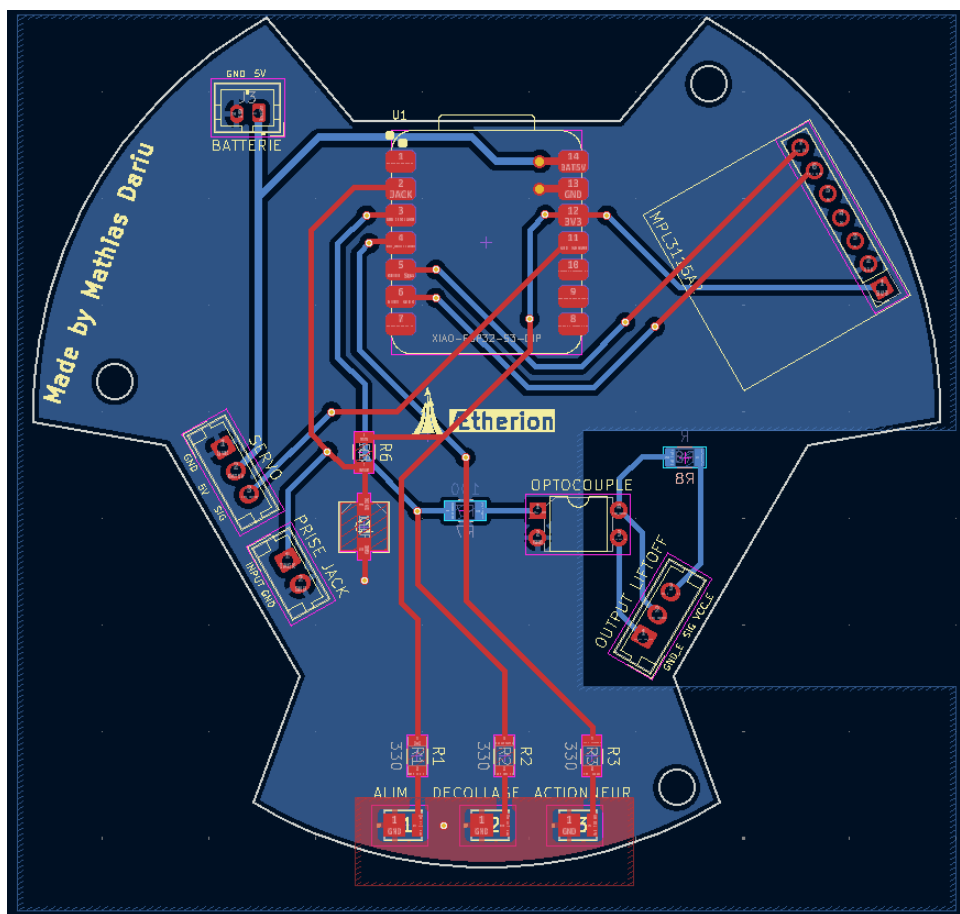


FIGURE 3 – PCB du séquenceur

b) L'Ordinateur de bord

La réception de l'attitude, de l'altitude et de la position de la fusée se fait grâce l'ordinateur de bord présent dans la fusée. Il comporte 4 composants :

- Un GPS (Ublox NEO-M8N)
- Un altimètre (MPL3115A2)
- Une IMU (BNO055)
- Un émetteur LoRa (SX1276)

Tous ces composants sont reliés à un microcontrôleur (Lilygo T3S3).

Ces informations transmises via protocole LoRa, sont reçues sur terre par le modèle de microcontrôleur. Plus spécifiquement, les données transmises à la station sol sont :

- **Les coordonnées GPS** (longitude, latitude)
- **L'altitude** (dérivée à partir du baromètre)
- **SRRI** (Signal Ratio)
- **Position Angulaire de l'axe Z** de la fusée
- **Accélération selon l'axe Z**
- **Vitesse verticale** (dérivée de l'altitude)

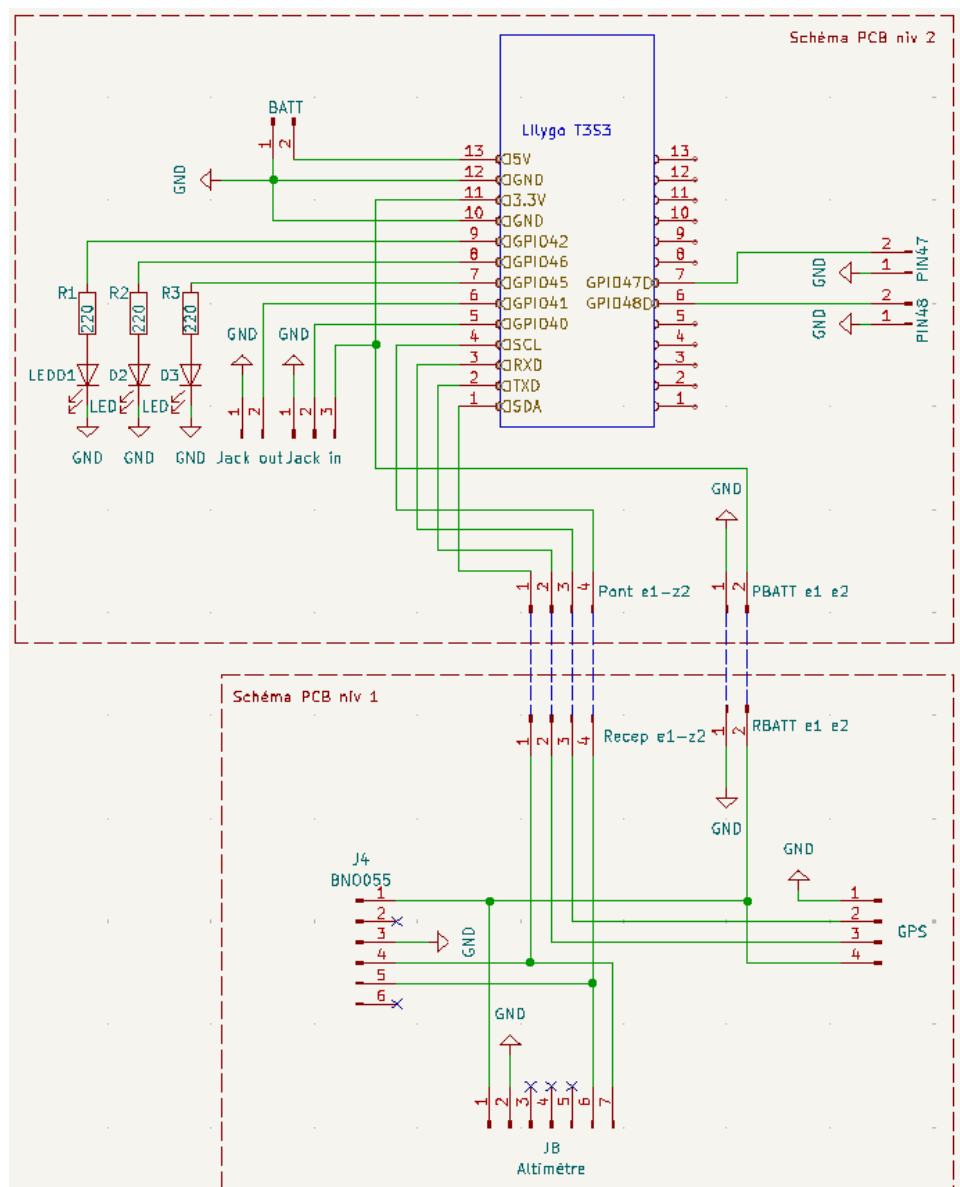


FIGURE 4 – Schéma électronique de l'ordinateur de bord

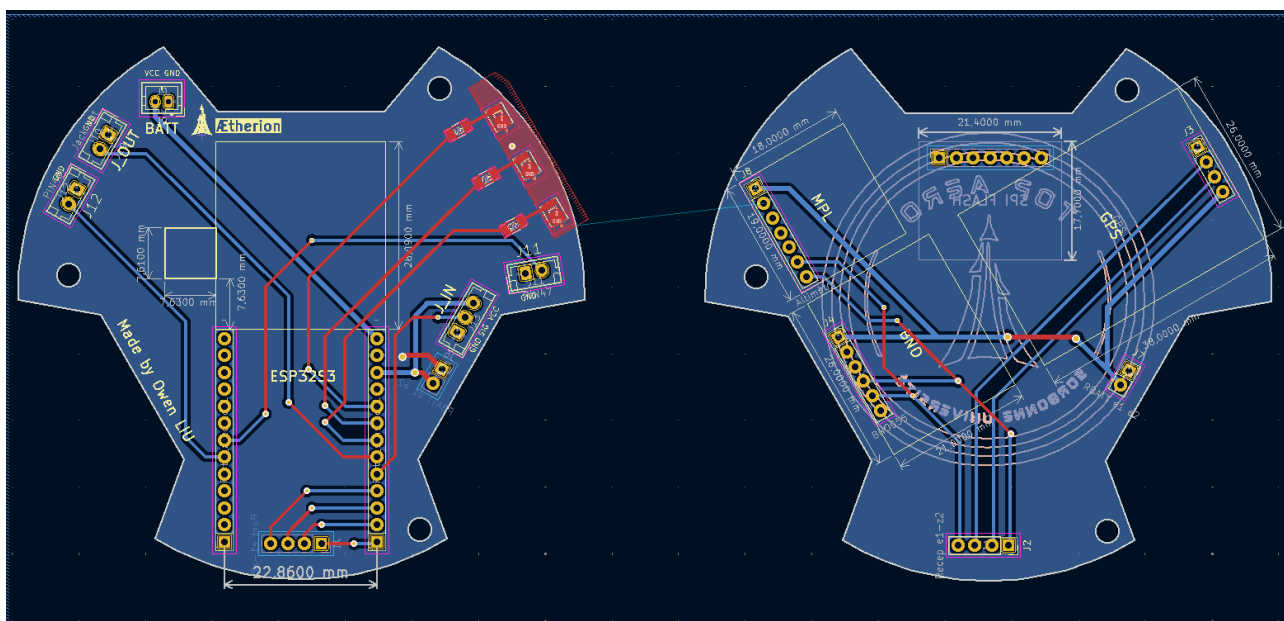


FIGURE 5 – PCB de l'ordinateur de bord

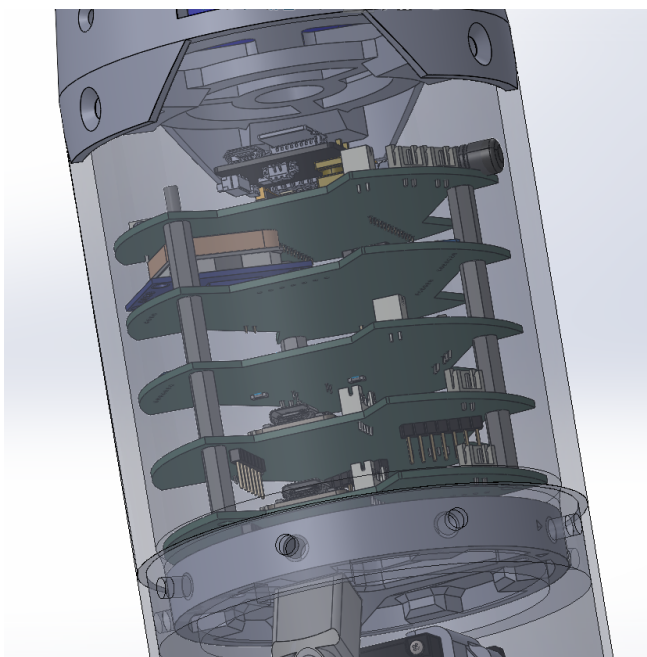


FIGURE 6 – CAO de la cage électronique

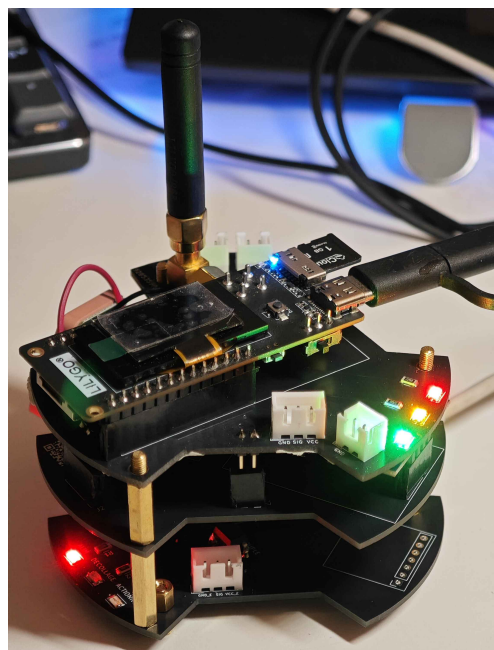


FIGURE 7 – Photo de l'ordinateur de bord

2) CAO, pièces mécanique

La conception mécanique de la fusée a été entièrement réalisée sous *SolidWorks*. Chaque sous-ensemble, tel que la cage moteur, le système anti-roulis, la cage électronique, le système de parachute et le cône, a été modélisé et optimisé de manière indépendante, afin de faciliter le développement, les ajustements et la validation de chaque partie. Une fois les différents modules finalisés, ils ont été intégrés dans un assemblage global pour vérifier la compatibilité, les interfaces mécaniques et la cohérence structurelle de l'ensemble.

La figure 8 illustre la configuration générale de la fusée MC-4 et la disposition de ses principaux éléments. Dans les sections suivantes, chaque sous-système sera présenté plus en détail, avec ses contraintes, choix techniques et étapes de fabrication.

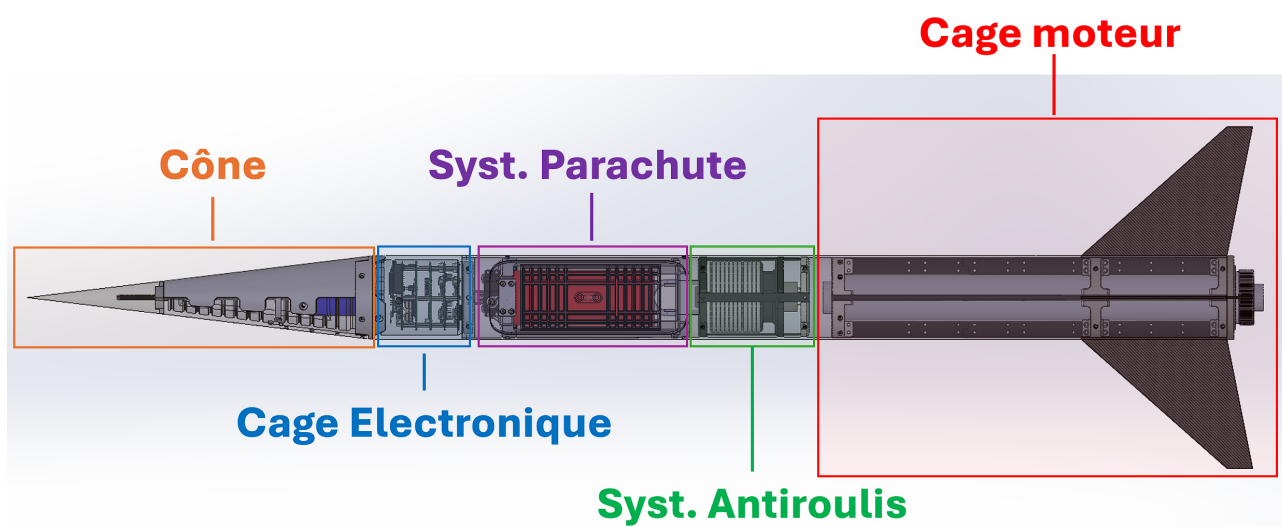


FIGURE 8 – CAO de la fusée MC-4 - *SolidWorks*

a) Cage moteur

La cage moteur est conçue pour accueillir un moteur *Pro54*, tout en assurant la transmission des efforts de propulsion et la stabilité aérodynamique de la fusée.

La structure comprend principalement :

- **Les ailerons et tiges de liaison** : réalisés en fibre de carbone pour leur excellent rapport rigidité/poids et leur résistance aux contraintes mécaniques. La découpe a été effectuée au FabLab à l'aide d'une découpeuse à jet d'eau, garantissant une grande précision. Les dimensions des ailerons ont été déterminées à partir des calculs de stabilité réalisés avec le logiciel *Stabtraj* (voir section).
- **Les bagues intermédiaire et inférieure** : imprimées en 3D en polycarbonate (PC), matériau choisi pour sa résistance mécanique (module de traction ≈ 2.3 GPa) et sa tenue à la chaleur. Le PC conserve ses propriétés jusqu'à environ 115°C et commence à perdre significativement en rigidité au-delà de sa température de fléchissement sous charge ($\approx 140^\circ\text{C}$).
- **La pièce inférieure de verrouillage moteur** : conçue pour maintenir fermement le moteur à l'intérieur de la cage. Le mécanisme permet une insertion rapide par les

pyrotechniciens : une fois le moteur inséré, il suffit de faire pivoter la bague pour le verrouiller.

- **La bague supérieure de reprise d'efforts** : cette pièce supporte l'intégralité de la poussée générée par le moteur lors du fonctionnement. Elle a été usinée en aluminium par CNC, pour sa résistance élevée et sa précision dimensionnelle. L'usinage a été confié à l'entreprise *JLC CNC*.

L'ensemble a été conçu pour résister aux contraintes dynamiques et thermiques tout en minimisant la masse.

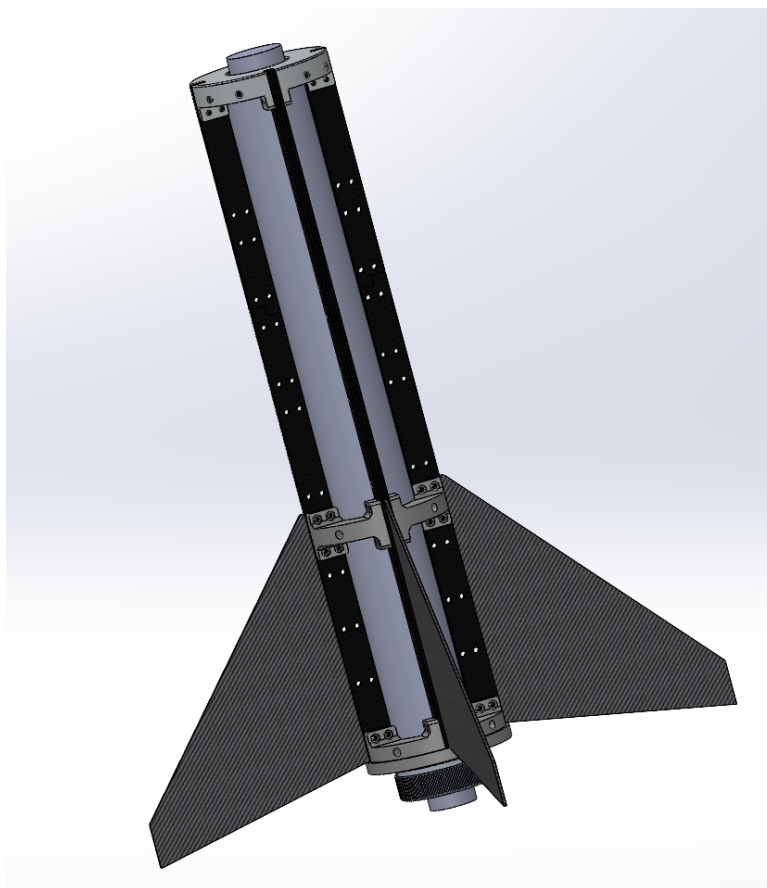


FIGURE 9 – CAO du cage moteur - *SolidWorks*

Validation par simulation (bague de reprise d'efforts). Une analyse éléments finis linéaire a été réalisée sous *SolidWorks Simulation* pour vérifier la tenue de la bague supérieure qui reprend la poussée du *Pro54*. Le chargement correspond à la poussée maximale du moteur, $F_{\max} = 1828,9$ N, appliquée axialement sur la portée interne de la bague (répartition surfacique). Les liaisons avec la structure (vis/entretoises vers les longerons) sont modélisées par des encastrements locaux. Le critère de résistance est la contrainte équivalente de von Mises.

Les principaux résultats sont :

- **Déplacement maximal** : $u_{\max} \approx 1,82 \times 10^{-3}$ mm (soit $1,82 \mu\text{m}$), cf. Fig. 10. La flèche est négligeable devant les jeux d'assemblage usuels ; la rigidité de la pièce est jugée satisfaisante.

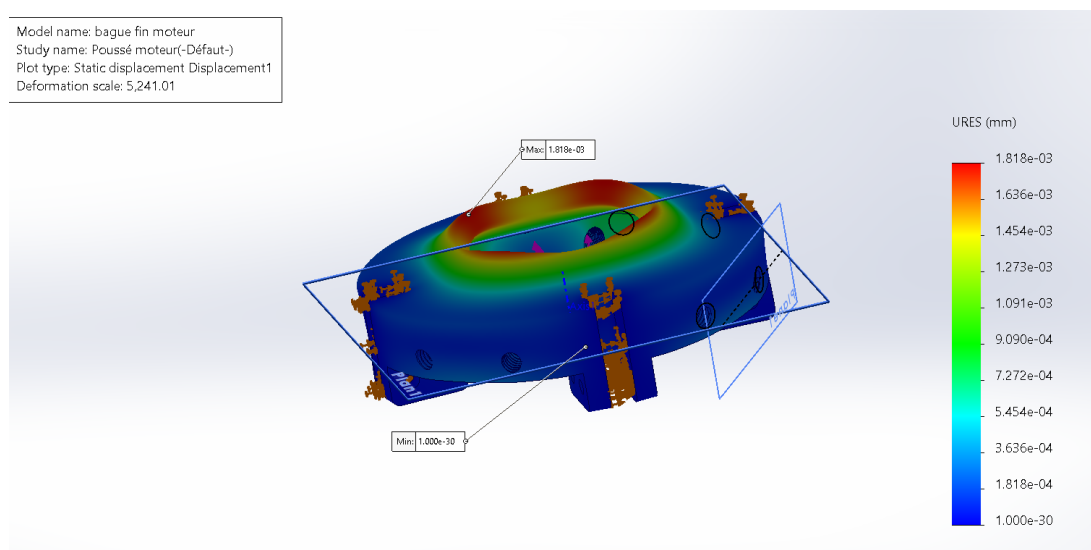


FIGURE 10 – Déplacement statique sous $F_{\max} = 1828,9$ N (échelle de déformation amplifiée).

- **Facteur de sécurité minimal** (Max von Mises) : $FOS_{\min} \approx 13$, cf. Fig. 11. Cette marge indique une tenue largement suffisante vis-à-vis de la poussée maximale spécifiée.²

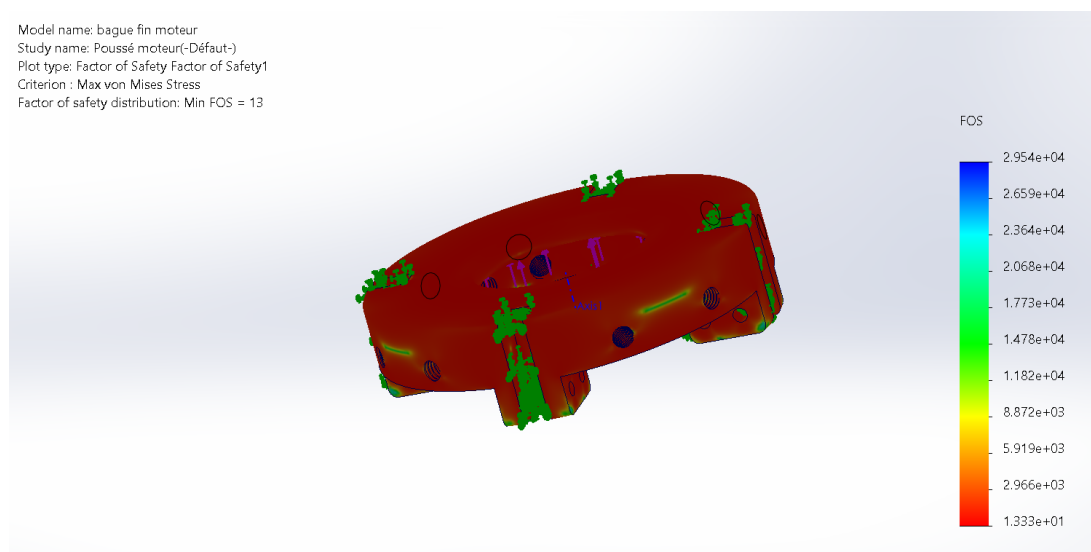


FIGURE 11 – Carte du facteur de sécurité (critère von Mises) — valeur minimale ≈ 13 .

b) Système de parachute

Partie Supérieure

La trappe du compartiment parachute est verrouillée mécaniquement par le **palonnier** du servomoteur, qui maintient une **languette** (Fig. 12). Lorsque le séquenceur détecte la phase de descente, il envoie un signal au servomoteur : celui-ci pivote et libère la languette, permettant

². La simulation néglige la reprise d'efforts par les autres éléments et considère des contacts sans glissement. Dans ces conditions, la faible déformation et le facteur de sécurité élevé confirment la pertinence du choix matériau et de sa géométrie

l'ouverture de la trappe. Un ressort intégré exerce alors une poussée qui facilite et accélère l'éjection, afin d'éviter tout blocage du parachute.

Sur la gauche, on distingue également la **prise jack femelle**, utilisée pour la détection de la sortie de rampe. Son arrachement au décollage permet d'activer le séquenceur.

Toutes les pièces, mise à part du palonnier et les ressorts, ont été imprimé en 3D en PLA et la trappe parachute en PC.

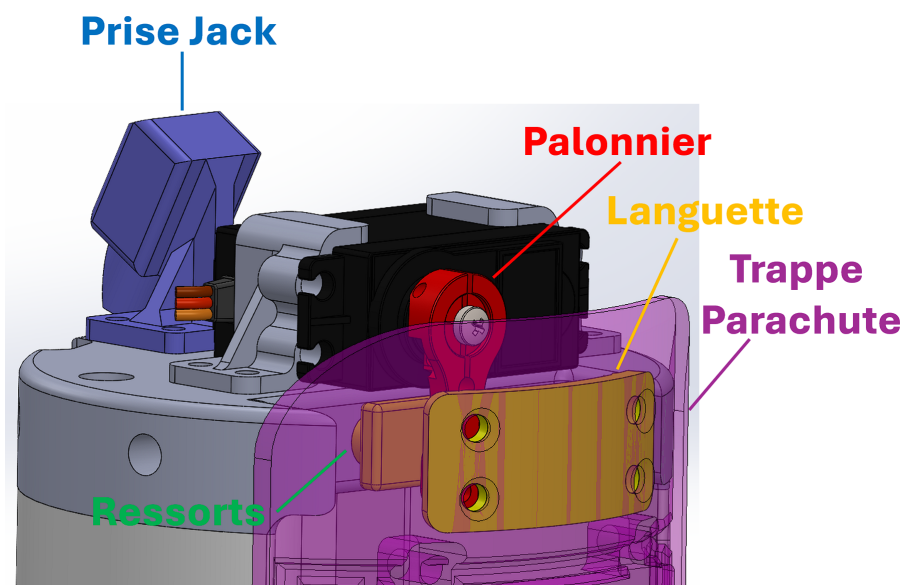


FIGURE 12 – Vue de la partie supérieure du système de parachute : prise jack, palonnier du servomoteur et languette de verrouillage.

Partie Inférieure

La partie inférieure du système est dédiée au logement et à la fixation du parachute ainsi qu'à la reprise des efforts lors de son déploiement (Fig. 13).

- **Case parachute** : imprimée en 3D en PLA, elle accueille le parachute plié. Sa géométrie en forme de *V* (étroite à l'intérieur et élargie vers la sortie) a été spécialement conçue pour faciliter et accélérer l'éjection du parachute lors de l'ouverture de la trappe.
- **Anneau** : en acier inoxydable, il sert de point d'ancrage pour les suspentes du parachute. Il doit résister aux efforts brutaux générés lors du déploiement. Des essais de traction ont été réalisés, validant sa résistance au poids de référence indiqué dans le *Stabilito*.
- **Bague de reprise** : usinée en aluminium, elle est la pièce de structure sur laquelle est fixé l'anneau. Son rôle est de transmettre les efforts dynamiques générés par le parachute à la fusée sans déformation excessive, garantissant ainsi la sécurité de la récupération.

Portière parachute

La portière du compartiment parachute intègre également un système d'acquisition vidéo embarqué (Fig. 14). Elle est conçue pour accueillir et protéger trois composants principaux :

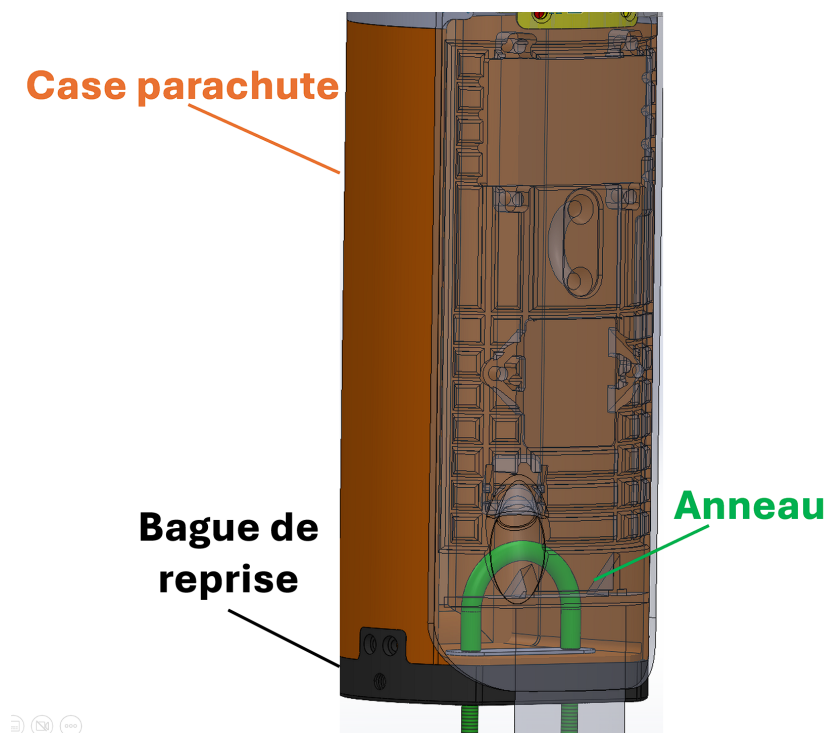


FIGURE 13 – Vue de la partie inférieure du système de parachute : case parachute en PLA, anneau inox et bague de reprise en aluminium.

- **La batterie**, dédiée à l'alimentation du système vidéo ;
- **Le module d'acquisition**, fixé dans un logement spécifique ;
- **La caméra**, une *RunCam Split 4*, orientée vers l'extérieur pour filmer le vol.

Ces éléments sont maintenus dans des compartiments imprimés en 3D en PLA, assurant à la fois leur fixation et leur protection mécanique. Ils sont fixés grâce à des inserts et des vis. La caméra a permis d'obtenir une vidéo de qualité, et le résultat final a rencontré un grand succès³.

Pendant le vol, la portière est verrouillée par une **languette** maintenue par le palonnier du servomoteur (cf. partie supérieure). Au déclenchement, la languette est libérée, permettant l'ouverture de la portière.

Enfin, la portière intègre un **accroche parachute** : une sangle du parachute y est fixée à l'aide d'un collier de serrage (zip-tie). Lors de l'ouverture, l'éjection de la portière entraîne directement le parachute, améliorant la fiabilité et la rapidité de son déploiement.

Parachute

Le parachute utilisé est un **Fruity Chutes 42" Elliptical Parachute**⁴ (Fig. 17), spécialement conçu pour les applications de fusées expérimentales. Il a été dimensionné grâce au *stabilito*.

Le parachute est livré avec un **émerillon intégré**, réduisant le risque de torsion des suspentes.

3. Lien de la vidéo : https://www.youtube.com/watch?v=4G6MMGMu6w8&ab_channel=TopAero

4. Lien : <https://shop.fruitychutes.com/collections/rocketry/products/42-elliptical-parachute-6-5lb-20fps>

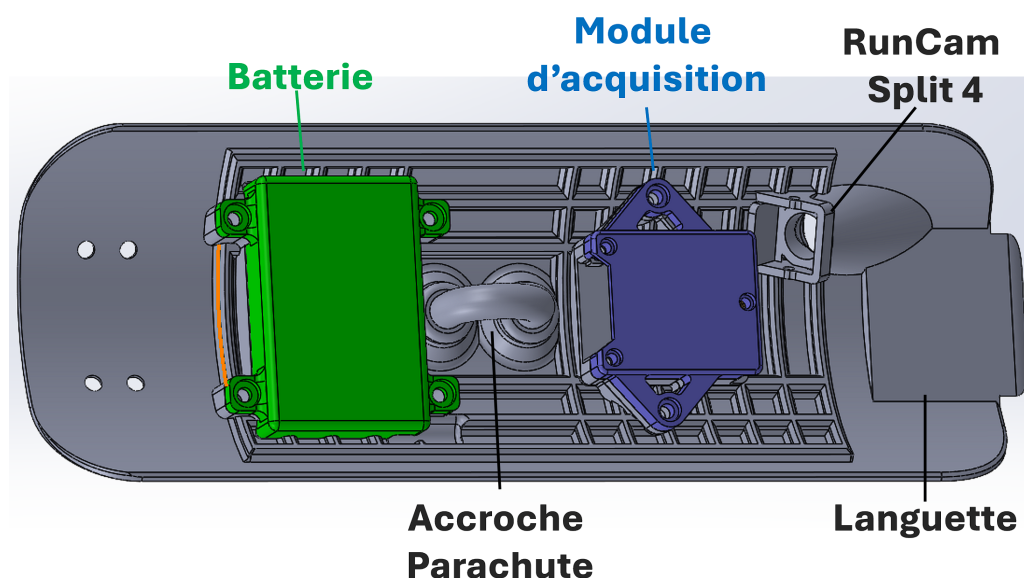


FIGURE 14 – Vue interne de la portière parachute avec les compartiments pour la batterie, le module d'acquisition et la caméra RunCam Split 4.

Afin d'adapter le système à notre fusée, une **sangle en Kevlar** a été ajoutée pour rallonger la suspente principale, et un **anti-torche** a été fabriqué afin d'éviter tout emmêlement des suspentes lors du déploiement (Fig. 15).

Pour le pliage, l'équipe s'est référée au guide officiel de Planète Sciences⁵, qui décrit une méthode standardisée pour garantir un déploiement fiable. Une attention particulière a été portée à la position de la suspente principale : elle doit impérativement être placée derrière la voilure lors de l'installation dans la case parachute, de manière à ce que les suspentes entraînent correctement le parachute lors de son extraction.

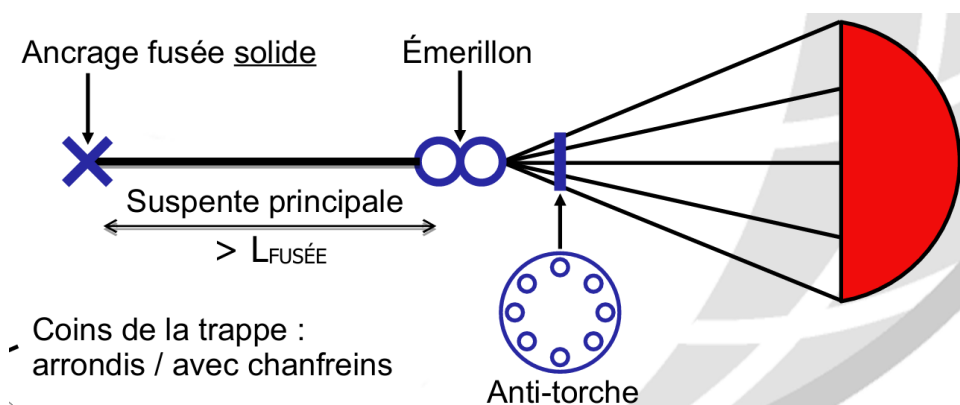


FIGURE 15 – Schéma de principe du montage parachute avec suspente principale, émerillon et anti-torche.

5. Lien : <https://www.planete-sciences.org/espace/IMG/pdf/parachutes.pdf>

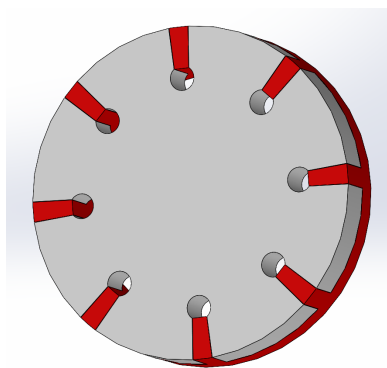


FIGURE 16 – CAO de l'Antitorche

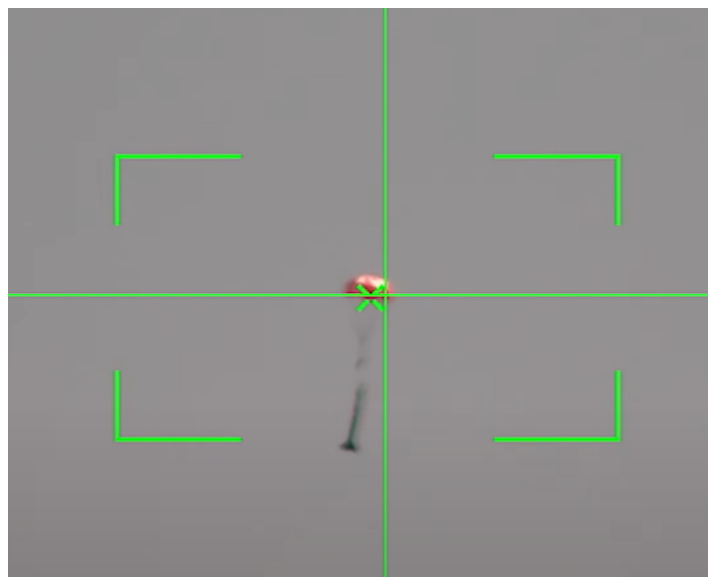


FIGURE 17 – Capture de la fusée sous parachute lors du vol.

c) Cône

Le cône de la fusée est conçu pour être à la fois résistant aux contraintes aérodynamiques et facilement démontable pour permettre l'intégration de l'électronique embarquée (Fig. 18). Il est constitué de plusieurs éléments assemblés :

- **Cône mâle et cône femelle** : imprimés en 3D en polycarbonate (PC), matériau choisi pour sa résistance mécanique (module de traction ≈ 2.3 GPa) et sa tenue en température (jusqu'à ≈ 140 °C). Leur géométrie complexe justifie l'utilisation de l'impression 3D. Ces deux parties sont vissées entre elles afin de former un ensemble rigide.
- **Pointe** : usinée en aluminium, elle doit supporter les fortes pressions aérodynamiques et l'échauffement en vol, tout en offrant une rigidité suffisante pour protéger l'électronique.
- **Tige filetée** : traverse l'ensemble du cône et assure la liaison mécanique entre la pointe (en haut) et la jointure (en bas). La fixation est réalisée par vissage en haut sur la pointe et par écrou en bas, garantissant un serrage fiable.
- **Jointure** : pièce en aluminium située à la base du cône, elle permet de solidariser le cône avec le reste de la fusée et assure la reprise des efforts.
- **Batteries et GPS** : logés à l'intérieur du cône, leur installation est facilitée par le

démontage en deux parties (mâle et femelle). Cette configuration permet un accès rapide pour la maintenance et le câblage. Le GPS se loge juste au dessus de la bague de retenue.

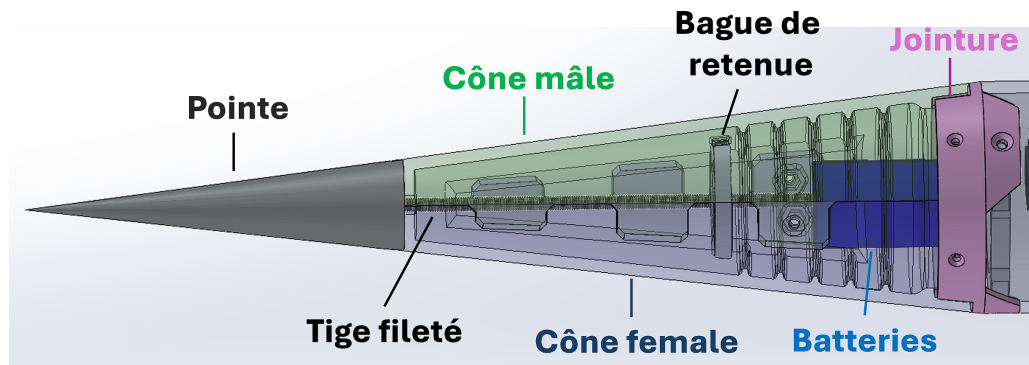


FIGURE 18 – CAO du cône : pointe en aluminium, cône mâle et femelle en PC imprimés 3D, batteries et tige filetée traversante.

3) Étude de la stabilité et trajectographie

Pour valider la conception aérodynamique de la fusée, nous avons eu recours à la feuille de calcul *StabTraj*, qui nous a permis d'estimer sa stabilité statique ainsi que sa trajectoire théorique en fonction des paramètres choisis. Cet outil nous a fourni des valeurs clés telles que la vitesse maximale, l'apogée et la marge statique, tout en facilitant le dimensionnement du parachute pour assurer une descente sécurisée.

Méthodologie employée.

Au tout début du projet, nous avons utilisé le logiciel **OpenRocket**. Celui-ci nous a permis de **dimensionner la fusée**, d'estimer les masses et les tailles, et de sélectionner les matériaux parmi une base de données déjà intégrée. Cette étape offrait une première approximation rapide et pratique de la masse et de la répartition des éléments.

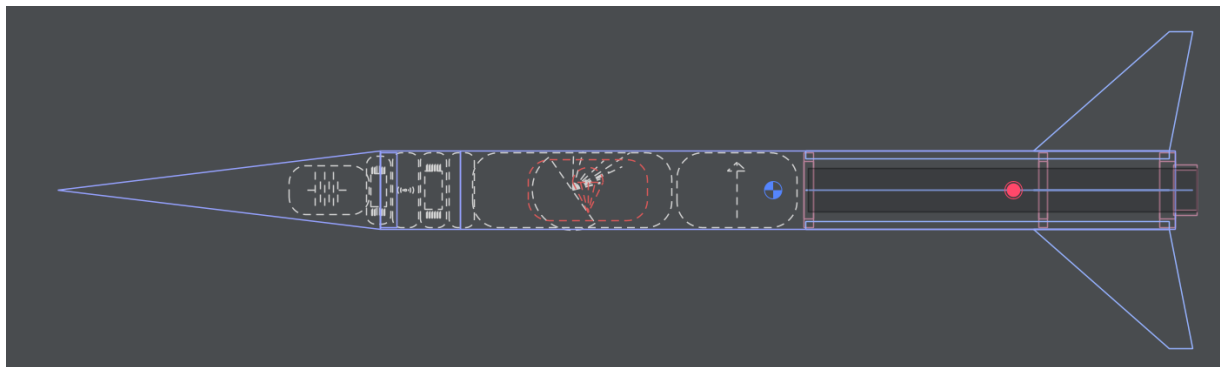


FIGURE 19 – Modélisation de la fusée MC-4 sous *OpenRocket*.

Dans un second temps, nous avons réalisé la **CAO complète sur SolidWorks**. Cette étape a apporté une modélisation plus précise, chaque pièce étant conçue individuellement avec ses matériaux propres et parfois des mesures réelles (pesées de certaines pièces). SolidWorks nous a alors permis d'obtenir une estimation plus fine de la masse totale et surtout de calculer le **centre de masse (CdM)** de la fusée.

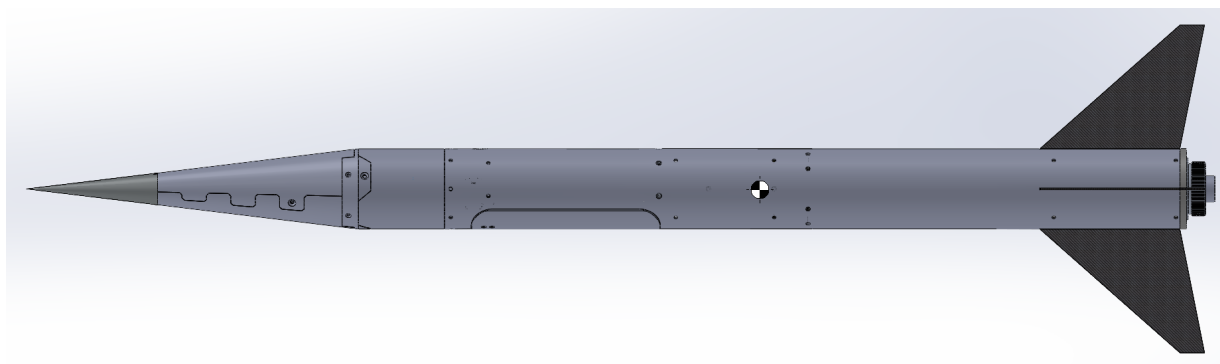


FIGURE 20 – Modélisation de la fusée MC-4 sous *SolidWorks*.

Le **centre de masse** est une donnée essentielle, car il doit être comparé au **centre de pression (CdP)** fourni par le logiciel *Stabilito*. La différence entre ces deux grandeurs détermine la **marge statique**, critère fondamental de la stabilité en vol. Grâce à cette méthodologie combinant

OpenRocket, *SolidWorks*, et *Stabilito*, nous avons pu valider que la fusée MC-4 respectait les conditions de stabilité nécessaires.

En parallèle, l'utilisation de *StabTraj* nous a fourni des informations supplémentaires sur la trajectoire : **apogée atteinte**, **portée horizontale**, **vitesse maximale**, ainsi que les données liées au **parachute** (surface nécessaire, temps de descente, vitesse de descente).

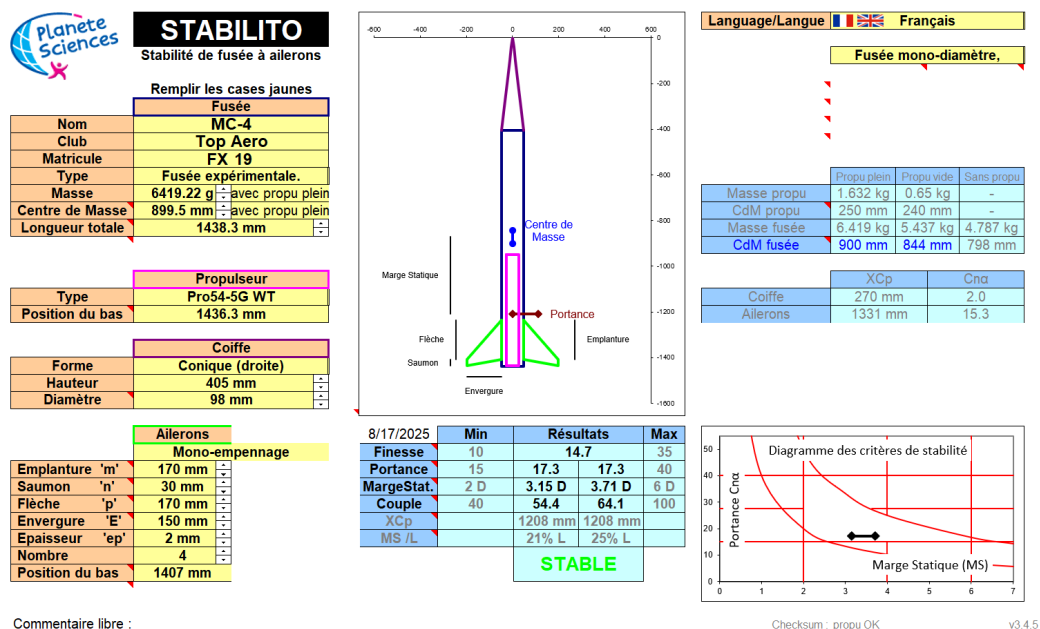


FIGURE 21 – Etude de la stabilité théorique de la fusée MC-4

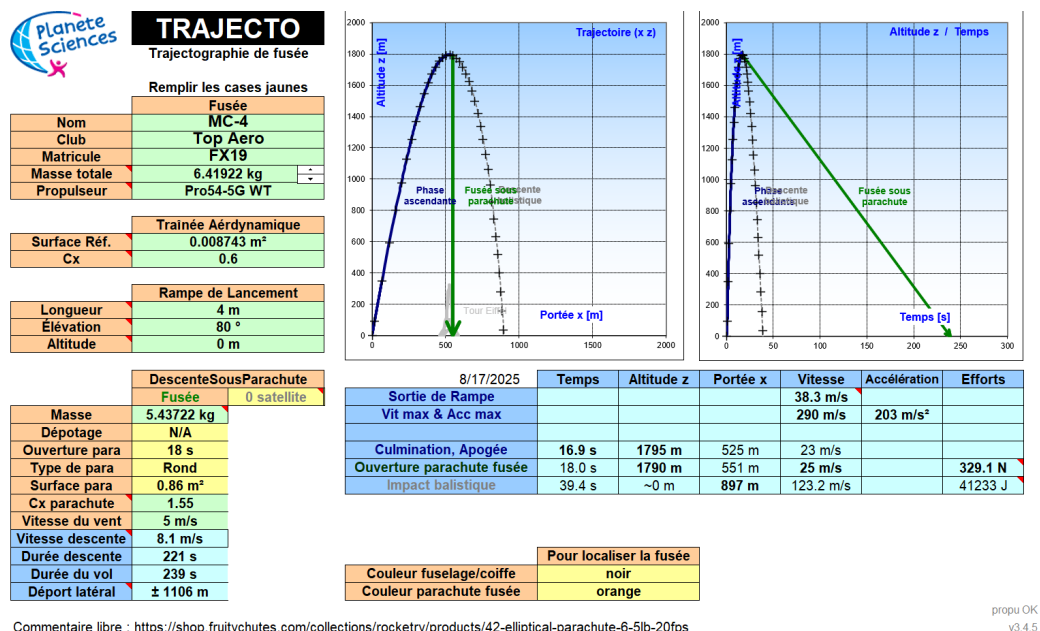


FIGURE 22 – Etude de la trajectoire théorique de la fusée MC-4

4) Système anti-roulis

a) Présentation principe du volant d'inertie

Le système antiroulis est construit à partir du principe du volant d'inertie.

début démonstration Considérons un système $\{S\}$ composé du volant d'inertie + fusée⁶.

On note :

- J_f le moment d'inertie de la fusée par rapport à l'axe Z (axe du roulis).
- J_v le moment d'inertie du volant aussi par rapport à l'axe Z
- ω_f la vitesse de rotation de la fusée par rapport à l'axe Z⁷
- ω_v^{rel} vitesse de rotation relative du volant dans l'axe Z dans le référentiel fusée.⁸

On introduit τ_{ext} , le moment extérieur résultant parasite. Il n'est pas facilement simulable et surtout **quantifiable** et envelopperait les défauts d'alignement des ailerons, la présence de vent. Pour simplifier la modélisation, nous allons négliger les efforts de frottements internes.

On désigne l'instant $t = 0$ s l'instant où le système s'active, soit à $T + 04.00s$. On retrouve :

$$L_{\{S\}} = L_f + L_v \quad (1)$$

Où $L_{\{S\}}$ est le moment cinétique du système, L_f celui de la fusée et finalement L_v celui du volant.

0.1 Cas $\tau_{ext} = 0$

En utilisant la Conservation du Moment Cinétique, on a :

$$L_{\{S\}}^0 = L_{\{S\}}^f$$

Soit :

$$\begin{aligned} L_f^0 + L_v^0 &= L_f^f + L_v^f \\ \longleftrightarrow J_f \omega_f^{abs}(0) + J_v \omega_v^{abs}(0) &= J_f \omega_f^{abs}(t_f) + J_v \omega_v^{abs}(t_f) \end{aligned}$$

Avec $\omega_v^{abs} = \omega_v^{rel} + \omega_f^{abs}$, et $\omega_v^{rel}(0) = 0$ (système non actif).

$$\longrightarrow J_f \omega_f^{abs}(0) + J_v \omega_f^{abs}(0) = J_f \omega_f^{abs}(t_f) + J_v \omega_v^{abs}(t_f)$$

Soit en isolant $\omega_v^{rel}(t_f)$:

$$\omega_v^{rel}(t_f) = (\omega_f^0 - \omega_f^{t_f}) \frac{J_f + J_v}{J_v}$$

6. la fusée *sans le volant d'inertie*

7. repère absolu -ce que notre capteur va lire

8. Repère relatif - Fusée qui tourne mais volant arrêté $\rightarrow \omega_v = 0...$

Or par hypothèse, à l'instant t_f , le système est en régime permanent et nous avons atteint notre cible, soit : $\omega_f^{t_f} = 0$. On a alors :

$$\therefore \omega_v^{rel}(t_f)|_{\tau_{ext}=0} = \omega_f^0 \frac{J_f + J_v}{J_v} \quad (2)$$

Contre-intuitivement⁹, le volant doit tourner dans le même sens que la fusée à l'instant 0, mais cela s'explique par le fait que nous allons chercher à annuler L_f^f ¹⁰.

Nous allons ensuite étudier le cas où τ_{ext} n'est pas nul :

0.2 Cas $\tau_{ext} \neq 0$

$$L_{\{S\}} = J_f \omega_f^{abs} + J_v \omega_v^{abs} = J_f \omega_f + J_v (\omega_f + \omega_v^{rel})$$

Or on a :

$$\frac{dL_{\{S\}}}{dt} = \tau_{ext}$$

Soit en dérivant $L_{\{S\}}$:

$$\tau_{ext} = J_v [\dot{\omega}_f + \dot{\omega}_v^{rel}] + J_f \dot{\omega}_f = \dot{\omega}_f [J_f + J_v] + \dot{\omega}_v^{rel} [J_v]$$

Isolons donc ω_f . Soit :

$$\dot{\omega}_f = \frac{1}{J_f + J_v} (\tau_{ext} - \dot{\omega}_v^{rel} J_v) \quad (3)$$

Intégrons ensuite cette équation, entre l'instant 0 (début expérience) et l'instant t .

$$\int_0^t \dot{\omega}_f dt = \omega_f(t) - \omega_f^0 = \frac{1}{J_f + J_v} \left[\int_0^t \tau_{ext} - (\omega_v^{rel}(t) - \omega_v^{rel}(0)) J_v \right]$$

Or le moteur est éteint au début, soit $\omega_v^{rel}(0) = 0$. On a donc :

$$\omega_f(t) = \omega_f^0 + \frac{1}{J_f + J_v} \left[\int_0^{t_p} \tau_{ext} - \omega_v^{rel}(t) J_v \right]$$

On souhaite que dans le régime permanent (atteint à $t = t_p$, on ait une vitesse de rotation nulle, soit $\lim_{t \rightarrow t_p} \omega_f(t) = 0$, ce qui se traduit par :

9. pour certains

10. Nous allons en quelques sortes *voler* cette inertie

$$\lim_{t \rightarrow t_p} w_f^0 + \frac{1}{J_f + J_v} \left[\int_0^{t_p} \tau_{ext} - \omega_v^{rel}(t_p) J_v \right] = 0$$

Soit :

$$w_f^0 + \frac{1}{J_f + J_v} \left[\int_0^{t_p} \tau_{ext} - \omega_v^{rel}(t_p) J_v \right] = 0$$

Isolons maintenant $\omega_v^{rel}(t_p)$:

$$\therefore \omega_v^{rel}(t_p) = \frac{1}{J_v} [w_f^0 (J_f + J_v) + \int_0^{t_p} \tau_{ext}] \quad (4)$$

Vérifions la cohérence de ce résultat.

Dans le cas où $\tau_{ext} = 0$, on retrouve le même résultat qu'auparavant.

Revenant à la forme précédente de (3). Soit en isolant ω_v^{rel} :

$$\dot{\omega}_v^{rel} = \frac{1}{J_v} [\tau_{ext} - (J_f + J_v) \dot{\omega}_f] \quad (5)$$

Sous cette forme, dans le cas où $\tau_{ext} = 0$ on constate que $\dot{\omega}_f < 0 \rightarrow \dot{\omega}_v > 0$. Soit, pour que la fusée ralentisse, il faut que le volant accélère, ce qui est cohérent avec nos résultats précédents.

Finalement, nous allons expliquer le problème principal des volants d'inertie : la **saturation**.

Du fait que nous intégrons τ_{ext} par rapport au temps dans (4), il est possible d'avoir facilement un système instable (si τ_{ext} par exemple est toujours de même signe). Dans le cas où les couples seraient trop importants, il est inévitable de saturer le volant d'inertie. Le volant sature quand il faut conserver un $\dot{\omega}_v^{rel}$ (qui est une **accélération angulaire**) mais que le moteur est limité à une vitesse de rotation maximale donnée, ici 1000 RPM¹¹.

Par ailleurs, nous verrons par la suite que cette formule justifie également le choix d'à T :17.00s (temps éjection parachute) de ne pas arrêter brusquement le moteur, ce qui modifierait L_v , donc $L_{\{S\}}$ et donc par extension L_f (1). Au contraire, nous allons conserver la dernière commande envoyée et maintenir une vitesse de rotation constante jusqu'à 228s après ouverture parachute, ce qui correspond à un $T + 245.00$ s tel que *aterissage*. Ainsi, nous pouvons *décharger* le volant (l'arrêter) sans problèmes lorsqu'il sera à terre, sans risque de nouement de parachute par exemple. Continuer l'asservissement post-éjection pourrait avoir des conséquences sur l'éjection de parachute et donc il a été conseillé par les contrôleurs du C'Space de faire tel que nous l'avons fait.

fin démonstration

11. qui est très important considérant la masse de 1.4 kg tournante

Dans la section *analyse* nous verrons comment, malgré les efforts du volant d'inertie, notre système sature rapidement et ne ralentit qu'à peine la fusée.

On constate également le problème mentionné auparavant pour J_v . Avoir un J_v important aiderait avec la saturation (il faudrait *moins accélérer* - voir fraction dans l'équation).

Il est clair pourquoi le système de volant d'inertie est rarement utilisé et pourquoi les équipes au C-Space ont tendance à faire un contrôle par roulis à partir des ailerons.

L'asservissement, ne pouvant pas simuler dans le banc de tests τ_{ext} , ne prend en compte qu'une vitesse initiale. Ceci dit, nous avons quelques fois appliqué un moment à la main pour vérifier qu'il n'y avait pas d'instabilités. Malheureusement, nous avons surtout remarqué que le système sature très rapidement également.

b) Présentation du système

Notre système, voir 24), devait respecter le cahier des charges suivant :

- Être mécaniquement rigide et être capable de résister aux contraintes dues au vol (accélération principalement)
- Rentrer dans la fusée : en rayon et en hauteur
- Rayon maximale système : 96 mm
- Hauteur maximale système : 140 mm
- Avoir une masse inférieure à 1.5kg
- Être contrôlable en boucle fermée
- N'être actif qu'après la phase de propulsion

Mécaniquement, le système 24) est attaché au fuselage (carbone) avec 8 vis M4. 4 tiges en carbone découpées à la jet d'eau tiennent le bloc moteur DC (Polulu 37D 12V 1000 RPM) ainsi que l'ensemble du système, ce qui permet, en cas de cassure d'une des vis M4, de maintenir le tout comme un bloc. La pièce tournante est attachée en liaisons pivot d'une part au moteur et de l'autre à la pièce supérieure, avec un roulement à bille pour éviter les frottements (25). La pièce supérieure est surtout utile pour le guidage du volant plutôt que de le tenir en place (tâche de la liaison moteur), sachant que la force dangereuse (celle due à l'énorme accélération au décollage) viendra comprimer le moteur et non *la pièce du haut*.

Le volant d'inertie est construit à partir de disques (cylindres creux) en Inox (découpé à la jet d'eau au *Fablab*) et est tourné par un moteur asservi en boucle fermée. La masse totale est de 1.4 kg mais le grand problème est le rayon du volant, qui est limité par le rayon de la fusée.

Le moment d'inertie par rapport à l'axe Z d'un cylindre creux est :

$$J_z = \frac{m}{2}(R^2 + r^2)$$

Avec R le rayon extérieur du cylindre, r le rayon interne et m la masse.

Nous constatons que la puissance en R est de deux tandis que celle devant la masse est de 1. Nous avons donc utilisé un cylindre creux pour *gagner* de la masse placée en r et la *bouger* en R pour maximiser J_z .

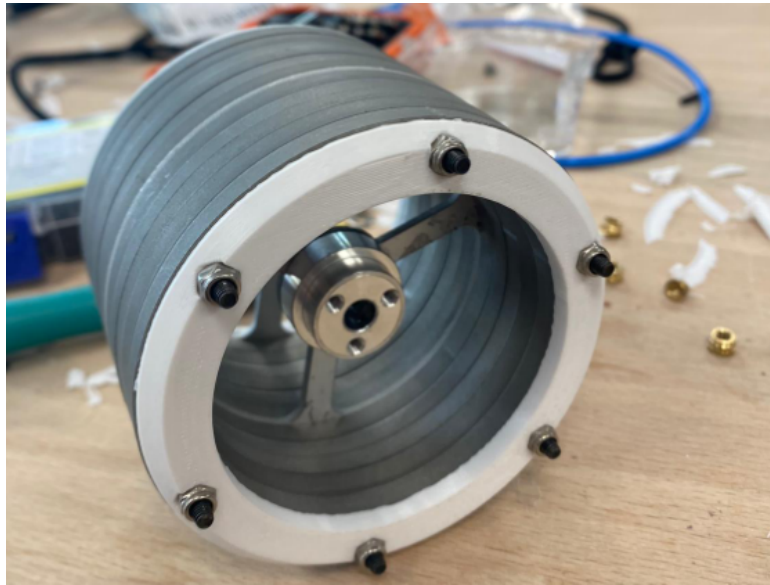


FIGURE 23 – Volant d'inertie

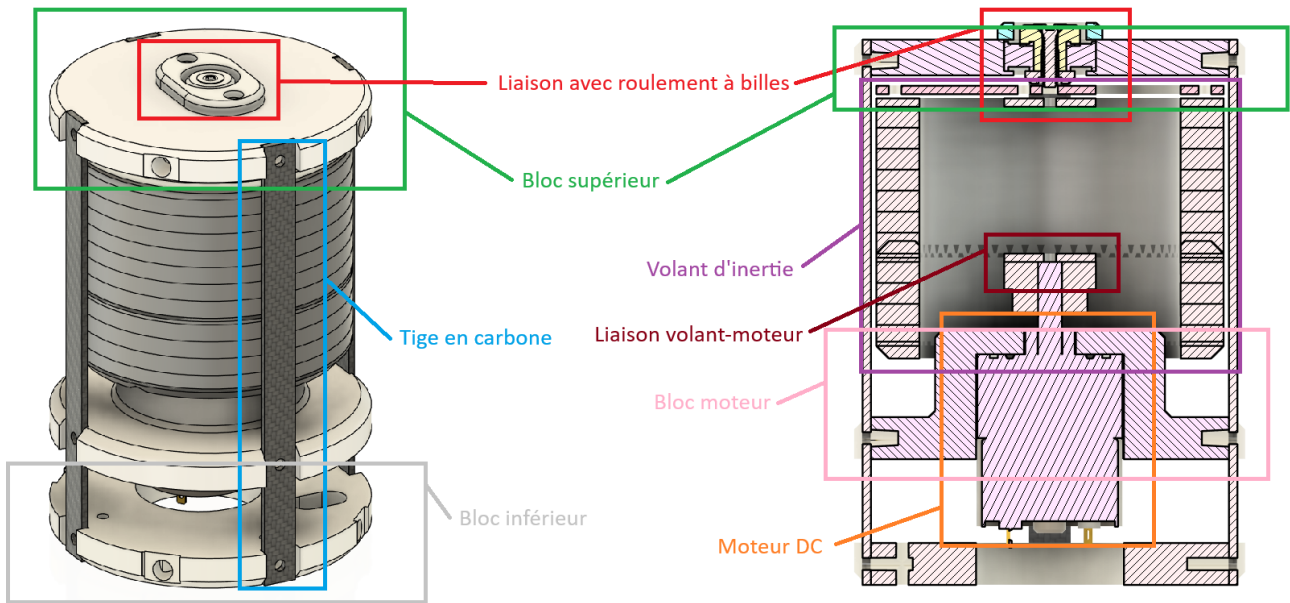


FIGURE 24 – Diagramme du système antiroulis

Ensuite, le moment d'inertie total est, approximativement :

$$J_v = J_z^{total} = n_{disques} \times J_z$$

Dès le début il a été évident que le système, en cas de moments parasites externes importants, allait saturer très rapidement en raison du faible J_z (en raison du faible R). Afin d'éviter un arrachement et pouvoir contrôler les vibrations du système (le volant n'est pas parfaitement équilibré et il pourrait commencer à faire contact avec les tiges en carbone, qui pourrait entraîner une rupture, voir plus¹²).

12. Sachant que le système est à proximité de la cage moteur

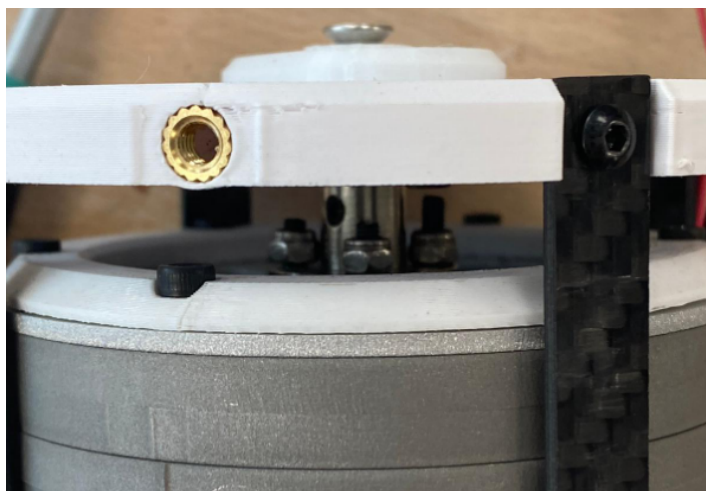


FIGURE 25 – Liaison avec bloc supérieur

Ensuite, pour l'asservissement, nous utilisons une boucle fermée. Un contrôleur PID utilise les données du gyro pour envoyer ensuite la commande au moteur. Ne reste qu'à trouver les gains. Une approche plus empirique/pratique que théorique a été implémentée, et nous avons asservi le système à l'aide d'un banc.

Les critères pour l'asservissement étaient :

- Eviter une réaction forte soudaine¹³ donc gain proportionnel K_p petit
- Avoir peu de dépassement et ne pas avoir un temps de réaction trop important

Le système est ensuite introduit dans la fusée, fixé au fuselage et connecté à la PCB *expérience*. L'expérience est désormais prête.



FIGURE 26 – Banc pour l'asservissement

13. Pic de courant important

Finalement, voici un récapitulatif de la chronologie de l'expérience :

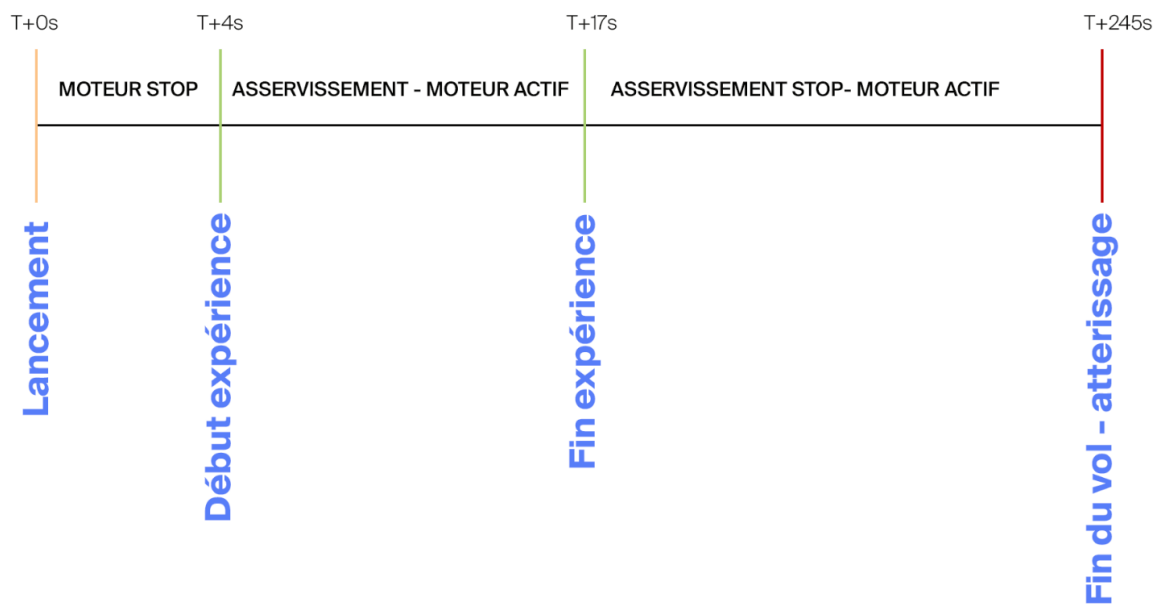


FIGURE 27 – Chronologie de l'expérience

1 Qualification MC4

1.1 Mécanique

La partie mécanique de MC4 a quasiment été validée dès le premier contrôle. Il a fallu uniquement poncer légèrement la trappe parachute en arrivant au Camp de Ger. Un problème potentiellement très grave a été rendu évident lors du vol simulé : notre corde en Kevlar étant trop courte, lors de l'éjection il était possible que la trappe parachute n'emporte pas le parachute, ce qui pourrait se traduire par un vol ballistique. La solution a été de plier le parachute de sorte à ce que la corde soit en dessous du parachute (forçant ainsi sa sortie) et d'utiliser de la mousse comme un sorte de ressort. Cette méthode semble être la plus fiable, puisque le principe de fonctionnement est (mécaniquement) très simple.

1.2 Expérience

Le code a rapidement été validé par les contrôleurs, resté à vérifier si le volant *tourne du bon côté* (pour éviter créer une instabilité). Il fallait vérifier également que le système restait inactif pendant la phase de propulsion. Tout s'est déroulé nominalement.

1.3 Electronique

La partie la plus problématique pour cette année. L'électronique de MC4 a été modifiée pendant le C'Space, et nous avons eu plusieurs problèmes. Notamment, par exemple :

- Ordinateur de bord (Lilygo) crâmé, remplacé par un autre
- GPS qui ne lock pas, car manque d'essais avec antenne à l'intérieur du cône en PC¹⁴
- Logger/stockage interne expérience et ordinateur ne fonctionnaient pas correctement

Pour ce dernier point, afin de pouvoir qualifier MC4, nous avons dû utiliser la télémétrie pour envoyer les données. Malheureusement, comme nous le verrons par la suite, cela a eu un coût considérable sur les résultats exploitables, puisque ces données n'étaient prévues que pour la visualisation.

Plusieurs pistes d'améliorations ont été proposée/retenues par l'expérience du C'Space et elles seront détaillées dans la section améliorations.

14. Essais réalisés avec antenne en extérieur uniquement

2 Analyse vol

2.1 Présentation données

Puisque la télémétrie ne peut pas supporter un débit de données important, un choix avait été fait au préalable¹⁵ pour les paramètres qui seraient envoyés, à savoir :

- Les coordonnées GPS (longitude, latitude)
- L'altitude (dérivée à partir du baromètre)
- SRRI (Signal Ratio)
- Position Angulaire de l'axe Z de la fusée
- Accélération selon l'axe Z
- Vitesse verticale (dérivée de l'altitude)

Le temps de réception de chaque trame est également récupéré dans le fichier *.csv* au format :

2025/07/09 15 : 50 : 04 :: 657

Il est ensuite possible, en parcourant la trame de récupérer un temps écoulé, qui sera ensuite synchronisé avec le départ.

Détermination du temps lancement **T+00.00** :

Le départ est estimé à l'instant où :

- La variation en g est importante

Pour la synchronisation des vidéos, nous utilisons comme instant 0 le moment où la fusée commence à se déplacer. Ayant accès à des vidéos à 180 IPS (**I**mages **P**ar **S**econdes), cette méthode semble être la plus adaptée. Il serait possible de synchroniser avec le son par exemple, mais il serait nécessaire de connaître la distance sol-pas de tir pour par exemple considérer le retard dû à la vitesse du son...

Détermination du temps en rampe

Détermination du temps en rampe **T+** : Sachant que nous avons accès à la vidéo de 180 IPS de la caméra principale¹⁶, nous pouvons analyser la vidéo et en déduire le temps en rampe. Les flux sont stockés à 50 FPS, soit il est ralenti d'un facteur 3.6. Grâce au logiciel Adobe Premiere Pro, nous avons estimé que l'instant 0 de la vidéo est :

$$T = 00 : 00 : 00.960$$

Et **T** de sortie de rampe est de :

$$T = 00 : 00 : 01.200$$

Soit un temps en rampe de :

$$1200 \text{ ms} - 960 \text{ ms} = 240 \text{ ms} = 0.24 \text{ s}$$

15. Avant le C'Space, pour la visualisation uniquement

16. Disponible sur le compte *Youtube* de Top Aero

L'instant 0 est tel que la fusée commence à se déplacer (et non allumage moteur puisque la fusée reste statique pendant quelques millisecondes) et la fusée est considérée comme étant hors rampe lorsque les patins ne sont plus en contact avec la rampe.

Avant de débiter l'analyse temporelle, nous allons dans un premier cas, nous délimiter aux instants entre $T+00.00s$ et $T+25.00s$, ce qui enveloppe la phase propulsée, expérience et ouverture parachute. Ensuite, nous allons délimiter dans le temps certaines « fenêtres » pertinentes.

A savoir :

- **T+00.00s** Lancement
- **T+02.00s** – Sortie en rampe
- **T+02.00s** à 02.88 – Perte de données 1
- **T+04.00s** – Démarrage de l'expérience
- **T+08.00s à 09.45s** – Perte de données 2
- **T+19.40s** – Ouverture trappe parachute¹⁷
- **T+19.7s** – Apogée
- **T+20.4s** – Parachute déployé

Eventuellement, il serait intéressant de synchroniser toutes les vidéos ainsi que les graphiques (télémétrie avec *Serial Studio*).

2.2 Préparation des données

Les données reçues ont été traitées dans un fichier Jupyter (Python) qui sera mis à disposition dès finalisation de ce rapport.

La première tâche a été d'enlever les trames avec des données corrompues. Cela a été fait à la main (très rare, uniquement une dizaine de trames en total étaient corrompues).

Ensuite, soit *Serial Studio*¹⁸ où le module *LoRa* ont généré des *tags* temporels dupliqués à certains instants. A savoir, certaines trames arrivaient au même moment et donc on peut se retrouver avec une même valeur pour un même instant, ce qui rend le calcul de dérivées impossible¹⁹ et ruine l'affichage. Nous avons décidé de prendre la moyenne des trames ayant un même T . Cela réduit le nombre de points considérablement, environ d'un facteur 2 pour la durée d'étude choisie par exemple.

2.3 Position angulaire en Z en fonction du temps.

La position angulaire récupérée se trouvait entre 0-359 degrés. Afin de pouvoir avoir un aperçu correct, nous allons « *unwrap* » ces valeurs et les rendre dans une plage sans limites. Elles ont également été *remises à zéro* afin d'avoir à $T = 00.00$ s un angle nul.

17. Servo moteur activé - vidéo à bord

18. Le logiciel utilisé pour afficher + stocker les données en fichier *.csv* dans l'ordinateur

19. pas de temps nuls

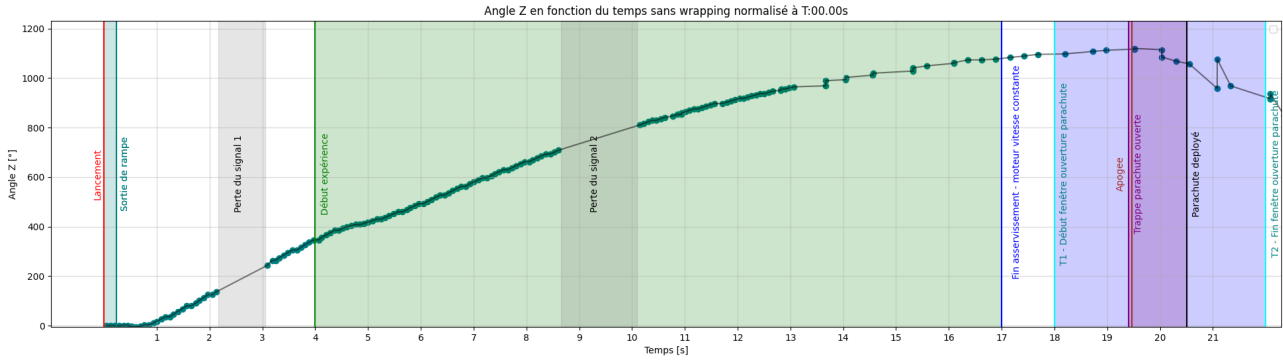


FIGURE 28 – Position angulaire en Z en fonction du temps.

Nous constatons dans ce graphique que dans la phase *en rampe* (et même avant), la position angulaire reste constante, ceci est cohérent avec la situation. Ceci dit, dès sortie de la rampe, nous constatons que la fusée commence à tourner. Il est donc pertinent par la suite d'analyser la vitesse de rotation et non uniquement la position. Analysons donc la vitesse de rotation (axe Z) en fonction du temps.

2.4 Vitesse angulaire en Z en fonction du temps.

Analysons la vitesse angulaire cette fois-ci. La vitesse angulaire n'étant, contre indication (...) pas présente dans la télémétrie et uniquement dans le stockage interne, nous devons dériver numériquement les données. Sachant que nous avons certaines fois des DT relativement importants et quelques pertes de données, cette analyse, comme ce sera le cas pour celles qui suivent, sera plutôt superficielle. Nous avons utilisé la fonction *gradient* de *numpy* avec un degré de schéma numérique d'ordre 2.

Nous allons ensuite utiliser un filtre de type *moyenne mobile à pondération exponentielle* (EWMA - **E**xponentially **W**eighted **M**oving **A**verage) que nous utilisons dans beaucoup de nos projets en raison de sa faible puissance de calcul nécessaire et sa simple mise en pratique. La formule générale est :

$$Y_0 = X_0$$

$$Y[i] = \alpha X[i] + (1 - \alpha)Y[i - 1] , i > 1$$

Où X est la valeur à lisser et α un coefficient à choisir entre 0 et 1. Plus α tend vers 1, plus nous donnons de l'importance à la mesure. Dans le cas contraire, nous allons lisser davantage le maximum, risquant perdre beaucoup d'informations (pertes de l'allure). Dans le cas où la fréquence de données n'est pas très importante (comme ici), il faut prendre un α supérieur à 0.1. En occurrence, nous allons prendre $\alpha = 0.2$, qui élimine les oscillations dues aux erreurs de calcul et aux faibles DT mais préserve l'allure générale.

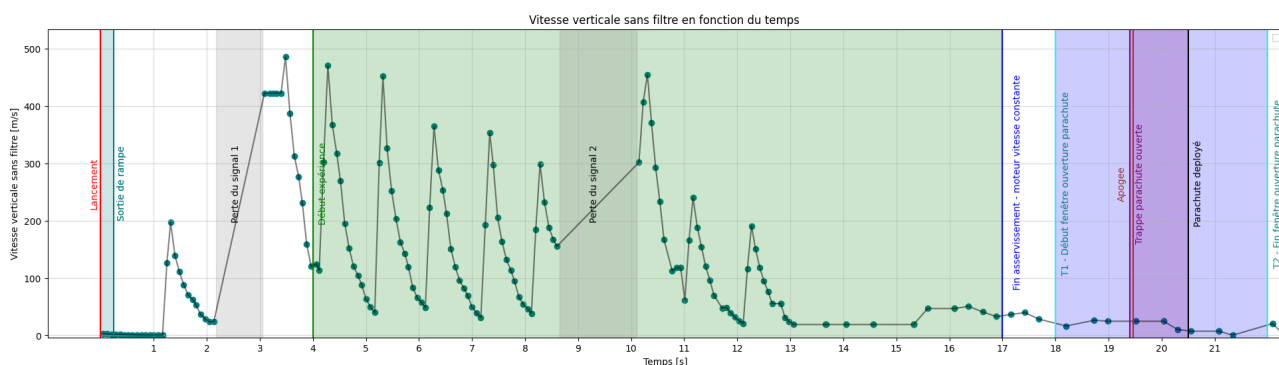


FIGURE 29 – Vitesse angulaire en Z en fonction du temps.

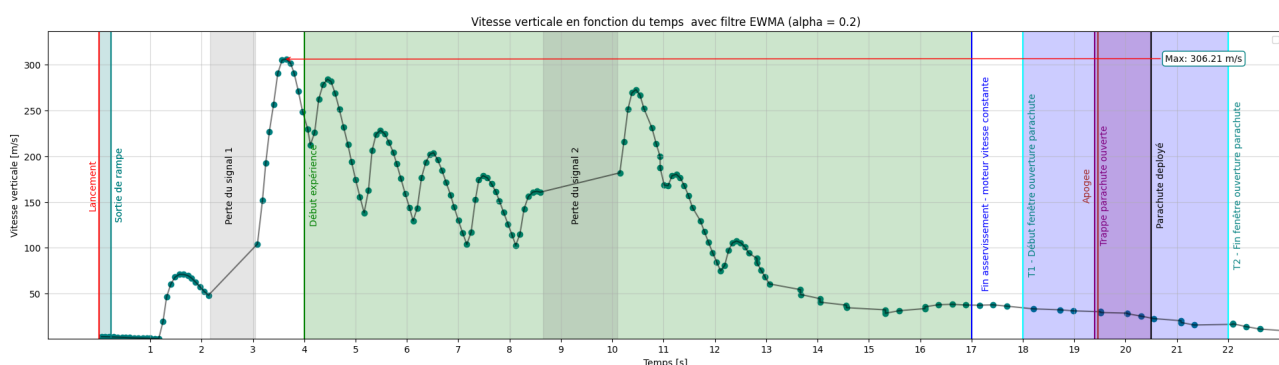


FIGURE 30 – Vitesse angulaire en Z en fonction du temps avec filtre EWMA ($\alpha = 0.2$)

Nous constatons une vitesse de rotation nulle avant la sortie en rampe. Ceci est cohérent avec ce que nous avons vu précédemment.

Ceci dit, nous constatons la présence d'une vitesse négative très brève quelques instants après la sortie en rampe.

Il semblerait qu'un mauvais alignement des patins ou un défaut de la rampe ait causée cette micro rotation, qui sera ensuite rapidement compensé de l'autre côté (vitesse positive). La vidéo de la caméra à bord semble confirmer ce phénomène.

On aurait pu croire que cette vitesse initiale aurait biaisé la direction du roulis, cependant ceci n'était pas le cas.

Sachant que la fusée est quasiment axisymétrique, il est difficile d'expliquer la présence d'un roulis²⁰. Par ailleurs, il semblerait qu'une vitesse de rotation maximale serait atteinte (environ 120 voir 150 deg/s).

La valeur singulière à $T : 03.00$ s est ignorée car elle est le résultat d'un calcul avec un DT de 1 s et puisqu'elle n'est pas maintenue - contrairement à ce que l'on voit entre $T + 04.00$ s et $T + 04.00$ s).

Par ailleurs, dans la vidéo, à environ $T + 02.00$ s (ce qui correspond avec la période de perte de données 1)²¹, nous remarquons la présence d'un flottement considérable des ailerons. L'analyse

20. Surtout un qui change cette vitesse initiale

21. Et donc numériquement nous ne pourrions rien faire

de ce phénomène ne sera pas réalisée dans ce rapport, et est proposée pour MC5 par exemple.

Nous constatons lors du démarrage de l'expérience qu'il y a une tentative de correction, mais que le système d'antirollis va saturer à environ $T + 05.00$ s, faisant descendre la vitesse de rotation à environ 60deg/s pendant quelques dixièmes de secondes. La vitesse de rotation va ensuite augmenter et atteindre une valeur d'environ 90deg/s

Finalement, la bonne nouvelle est que le système atteint bien, à l'apogée, une vitesse de rotation nulle. Cela pourrait s'expliquer par le fait que les efforts extérieurs dus aux vents par exemple seront nuls (vitesse relative de l'air nulle), et que donc $\tau_{ext}^{apogee} \approx 0$. Le fait de ne pas avoir récupéré la valeur du signal PID envoyé au moteur ne nous permet pas de nier le fait qu'il soit possible que le système ait pu se voir **désaturé** et finalement **arrêter le roulis** tel que demandé²².

Il n'est donc **pas** possible, rigoureusement parlant, d'**affirmer** que l'expérience **n'a pas fonctionné correctement**, puisqu'au moment de l'éjection notre vitesse de rotation est nulle. Il faudrait plutôt dire qu'en effet MC4 a bien réussi, éventuellement, pendant son vol, à ralentir et atteindre une vitesse de roulis nulle, tel qu'initialement prévu !

Cette remarque est du même degré que celui des dérivés numériques pour le calcul de la vitesse de rotation !

2.5 Accélération en Z en fonction du temps.

Nous constatons qu'à $T = 0$ s nous retrouvons une accélération positive de $+9.81\text{ m/s}^2$ et non de -9.81 , contrairement à ce que l'on pourrait s'attendre. Ceci s'explique par le fait que notre accéléromètre ne mesure pas directement l'accélération gravitationnelle (*vers le bas*), mais l'accélération propre — c'est-à-dire l'accélération "ressentie" par le capteur. Quand le capteur est posé sur la rampe²³, il n'est pas en chute libre : la rampe exerce une force de réaction vers le haut.

Cette force produit une accélération propre vers le haut de $+9.81\text{ m/s}^2$ dans le repère du capteur. C'est cette accélération que mesure l'accéléromètre.

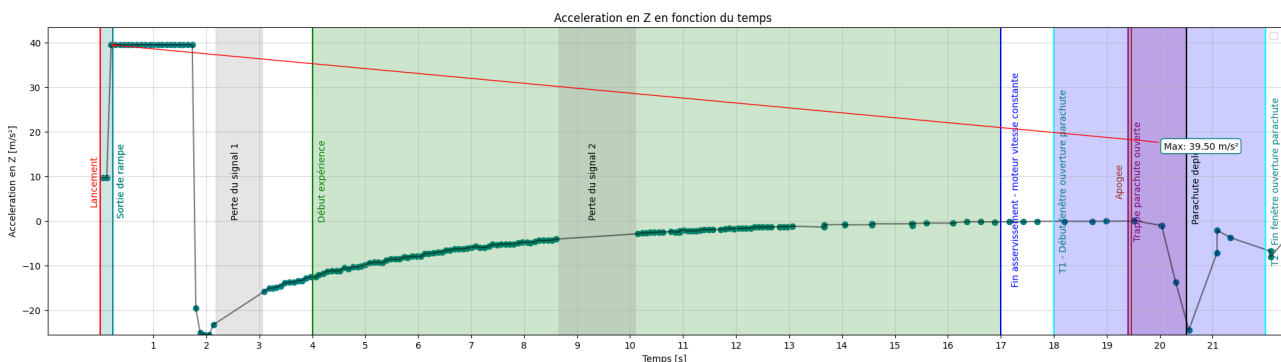


FIGURE 31 – Accélération en Z en fonction du temps mesurée par l'accéléromètre

22. Même si cette possibilité reste infiniment petite

23. Elle est à 85deg mais $\sin(85\text{deg}) \approx 0.99\dots$

Nous allons donc ensuite soustraire à cette accélération de manière très approximée g , en supposant que la fusée est restée en première approximation à la verticale.

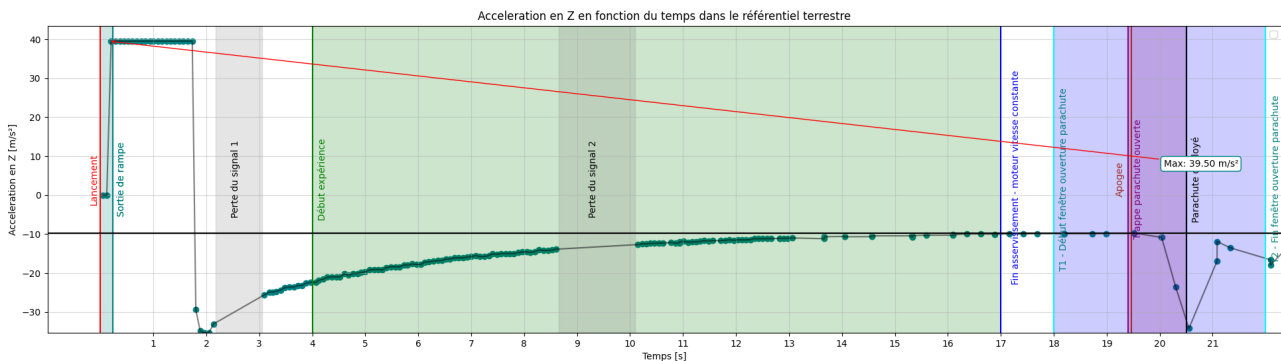


FIGURE 32 – Accélération en Z en fonction du temps avec ajustement

De plus, nous constatons au décollage un pic de l'accélération, avec un maximum de $+39.5 \text{ m/s}^2$ (saturation du capteur qui était mal réglé sur une plage de $\pm 4G$!)

Sans cette saturation, nous pourrions retrouver approximativement la courbe du moteur utilisé, le *Pro-54*.

Nous ne pouvons pas intégrer l'accélération pour créer une trajectographie puisqu'il nous manque les valeurs des rotations en X,Y ainsi que les accélérations respectives.

Ceci dit, nous constatons ensuite qu'après cette accélération due au moteur, la fusée va subir un ralentissement important post-combustion, ce qui est sûrement l'effet des frottements d'air, qui seront très importants à haute vitesse.

Ensuite, entre $T + 13.00$ et $T + 019.00$, nous constatons que la mesure de l'accélération va tendre vers une valeur nulle (ou en l'occurrence vers g pour le graphique avec l'ajustement). Ceci s'explique par le fait que notre fusée va rentrer en *ascendence libre*²⁴ et ne sera que soumise à la force gravitationnelle. De plus, nous constatons que nous ne subissons qu'une décélération due au parachute que 1s après le supposé déclenchement du parachute. Nous aurions pu, dans le cas où nous aurions eu accès à l'accélération dans les deux autres axes, mesurer la force subie par le parachute. Malheureusement, dans la vidéo nous pouvons clairement voir que la fusée n'est pas verticale, et donc nous n'avons qu'une partie de la composante de l'accélération réelle. Néanmoins, cette valeur mesurée est tellement importante qu'elle a quasiment fait saturer le capteur.

Grâce à la vidéo d'intérieur, nous estimons une ouverture de la trappe parachute à environ $T + 19.40 \text{ s}$.

On peut retrouver un minimum pour cette force avec nos données cependant, sachant que la norme réelle devrait se mesurer ainsi :

$$a_{tot} = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \approx 35.31 \text{ m/s}^2$$

24. L'expression *chute libre verticale* est adapté mais semble maladroite vu que nous ne *tombons* pas

Or ici on ne connaît que a_z mais nous supposons que nos autres mesures d'accélération ne seront pas imaginaires et que donc $a_{tot} > \sqrt{a_z^2} = |a_z|$

En appliquant le PFD, on retrouve, en négligeant toute autre force²⁵ :

$$\sum_i \vec{F} = m\vec{a}$$

D'où :

$$\sum_i F = ma_{tot}|_{t=t_{apogee}} \approx ma_z(t_{apogee})$$

Or ici $\sum_i F \approx F_{para}$, d'où :

$$\min(F_{para}) \approx |-35.31| \times 6.4 \approx 226N \text{ (23 kgf)}$$

Cette valeur correspond à l'ordre de grandeur attendu. Finalement, nous pouvons également déduire que not à se déployer. Il serait donc sensé de ne pas utiliser la détection d'apogée uniquement pour essayer de ne pas *perdre*²⁶ cette seconde et risquer une rupture parachute.

3 Altitude

L'altitude est déduite à partir d'un altimètre acheter sur le marché. Il fonctionne en utilisant la pression ambiante et est très lent (en fréquence de mesure). Il n'est pas réellement adapté, mais en absence de tube de pitot, ce sera *mieux que rien*.

L'altitude ayant été mesurée par un capteur de pression, nous remarquerons que notre rendu graphique présente des échelons. Nous allons donc appliquer un filtre EWMA vu précédemment et ensuite nous intéresser également à sa dérivée, la vitesse.

La valeur maximale est atteinte à $T + 19.47$ s, environ 1972 m, ce qui semble être en accord avec ce que nous avons prédit avec nos simulations.

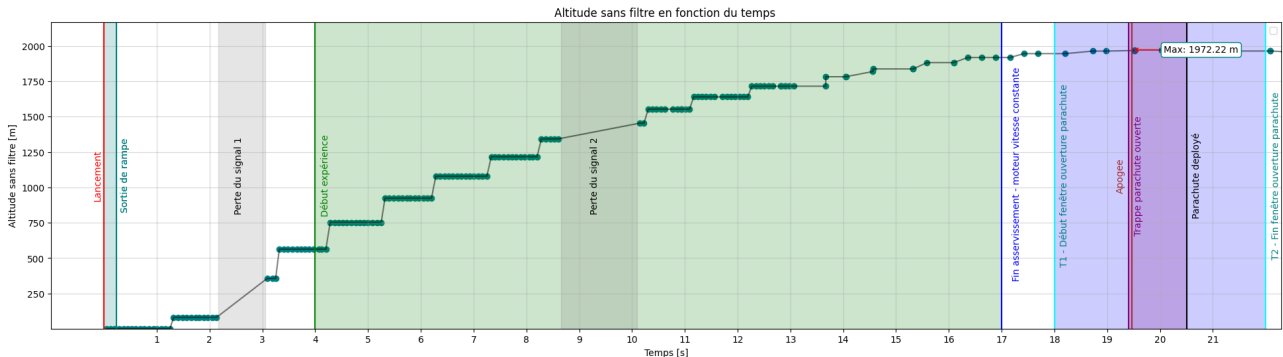


FIGURE 33 – Altitude fonction du temps

25. De frottement surtout sachant qu'à l'apogée notre vitesse ne sera pas si importante - sinon visible sur la courbe)

26. Il s'agit du meilleur moment pour déclencher le parachute puisque notre fusée est quasiment statique

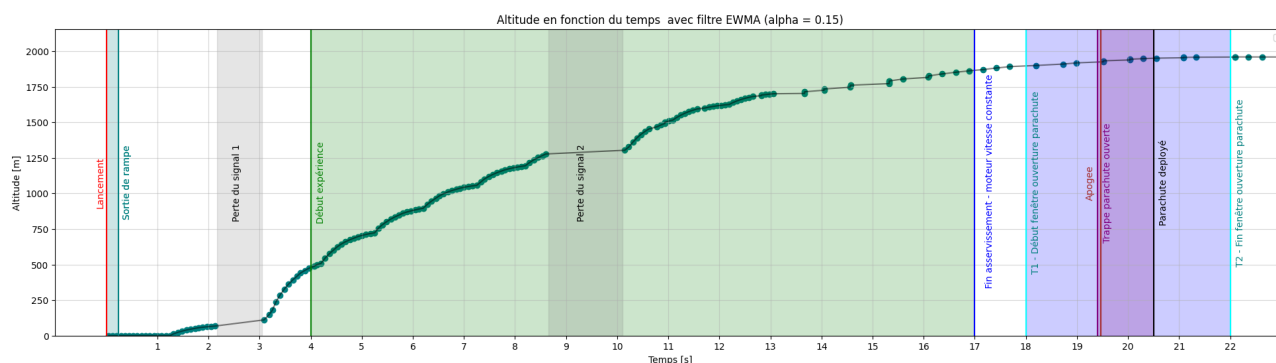


FIGURE 34 – Altitude fonction du temps avec filtre

Nous constatons que notre filtre EWMA, lorsque nous avons une fenêtre importante sans données, ne va pas autant lisser la courbe. Il faudrait adapter ce filtre mais ce phénomène n'est que problématique pour les valeurs proches de cette fenêtre, puisque très rapidement nous reprenons la forme désirée.

Ceci dit, nous allons par la suite calculer la dérivée de cette altitude filtrée pour trouver la vitesse verticale.

4 Vitesse verticale

Pour la vitesse verticale dérivée à partir de altitude filtrée²⁷, nous retrouvons encore une fois beaucoup de pics, en raison, *encore une fois*, des grands DT dû à une faible fréquence d'acquisition. La suite de cette analyse est donc très approximative.

Filtrons donc encore une fois cette valeur, afin de pouvoir interpréter les résultats.

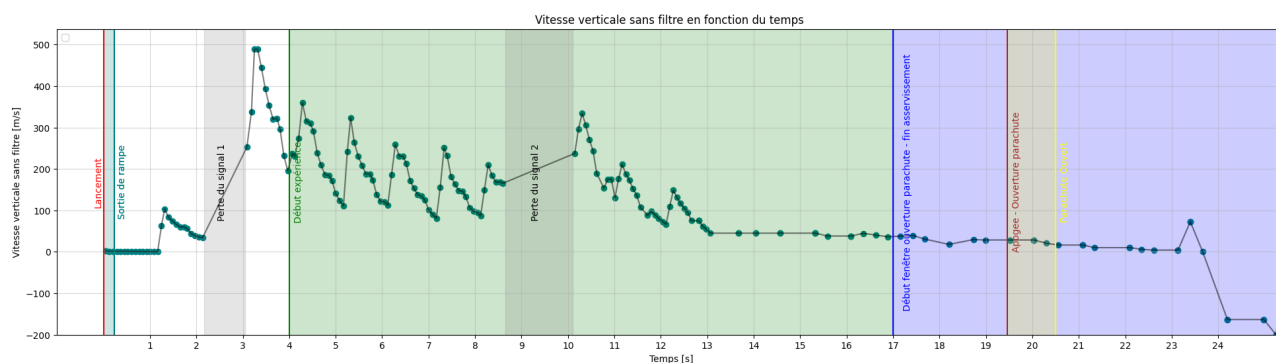


FIGURE 35 – Vitesse verticale fonction du temps

²⁷. car trop de pics sinon

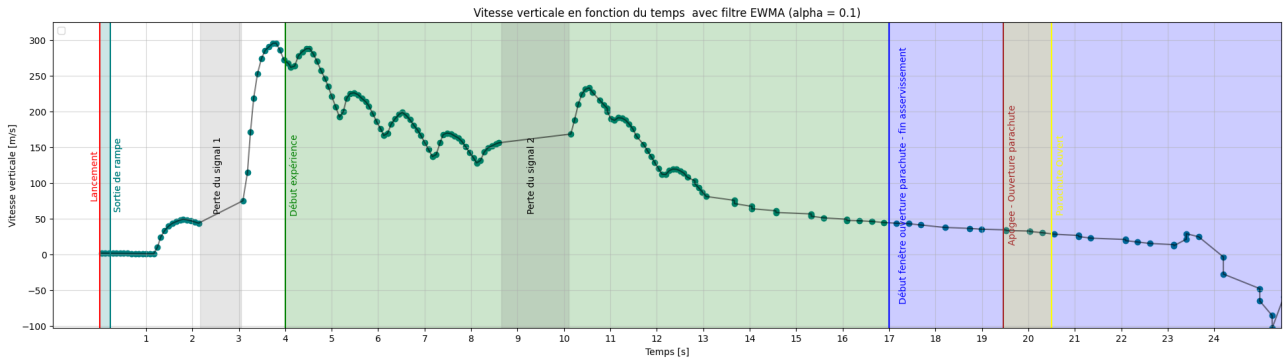


FIGURE 36 – Vitesse verticale fonction du temps avec filtre

Nous constatons dans la figure 36) que la vitesse maximale est d'environ

$$u_{max} = u(t = 3.6) \approx 293 \text{ m/s}$$

A $T + 03.60$ s et environ 311.5 mètres d'altitude .

Cette valeur semble être maintenue pendant quelques secondes, contrairement par exemple à la valeur pic pour le graphique non moyenné. En raison de notre faible fiabilité (du fait de la dérivée numérique par exemple), nous n'allons pas nous contenter de garder une valeur pic et voulons des valeurs qui sont maintenues pendant quelques centièmes de secondes par exemple ²⁸

De plus, pour rappel, le séquenceur (le composant qui contrôle l'éjection parachute), utilisait un capteur de pression différent, positionné dans un autre endroit et avec un critère tel que :

$$v_{verticale} < 5 \text{ m/s}^{-1} \xrightarrow{t > T1?} \text{ouverture parachute}$$

Ce fait d'avoir un capteur différent pourrait expliquer le fait que l'apogée mesurée par le capteur *ordinateur de bord* soit en retard par rapport à l'éjection parachute.

A ceci on ajoute le fait que nous synchronisons les vidéos post-vol et que les événements cités auparavant sont à quelques centièmes de secondes près...

5 Estimation du nombre de Mach maximal

Essayons de calculer le nombre de Mach correspondant à u_{max} .

Nous allons utiliser des valeurs numériques qui sont le résultat d'avoir enchaîné plusieurs approximations, donc nous n'attendons pas à avoir une valeur proche de celle estimée. Il serait intéressant d'avoir une mesure de la vitesse qui ne passe pas par une dérivée et avoir des capteurs de température également à bord.

Ceci dit, nous allons encadrer la température le jour du lancement ainsi :

²⁸. Comme pour le cas des 299m/s ...

$$\begin{aligned}
25^{\circ}C &\leq T_0^{\circ C} \leq 35^{\circ}C \\
298.15K &\leq T_0 \leq 308.15K \\
T_0^{min} &\leq T_0^{\circ C} \leq T_0^{max}
\end{aligned}$$

Ce qui correspond à la valeur maximale que la météo fournit. Nous allons estimer que cette valeur est conservée jusqu'au 311 mètres d'altitude (h tel que u_{max}). Voilà encore une autre approximation.

On peut donc appliquer la formule :

$$M_{max} = \frac{u_{max}}{a}$$

Avec $a = \sqrt{\gamma R T_0}$

Prenons $\gamma = 1.4$, $R = 297.07 J/(kg \cdot K) \rightarrow \gamma R \approx 401.87 \approx 402 J/(kg \cdot K)$

Soit un encadrement approximatif, si l'on estime que u_{max} est calculé parfaitement ²⁹.

$$\begin{aligned}
\frac{u_{max}}{\sqrt{\gamma R \cdot T_0^{max}}} &\leq M_{max} \leq \frac{u_{max}}{\sqrt{\gamma R \cdot T_0^{min}}} \\
\frac{293}{\sqrt{402 \cdot 308.15}} &\leq M_{max} \leq \frac{293}{\sqrt{402 \cdot 298.15}}
\end{aligned}$$

$$0.85 \leq M_{max} \leq 0.86$$

Nous remarquons que l'incertitude de u_{max} aura un poids plus important sur le résultat final que celle de la température (racine carrée), d'où l'importance de bien estimer cette valeur.

L'analyse est désormais terminée. Elle est limitée par le fait d'avoir utilisé la télémétrie et non le stockage. Il est clair que par la suite, nous allons faire un effort vis-à-vis des données.

6 Flutter aérodynamique des ailerons

Lors du vol, l'analyse de la vidéo embarquée a révélé une **oscillation violente** d'un des ailerons pendant environ une seconde, autour de Mach 0.82 (autour de la vitesse maximale du vol) ³⁰, alors que la fusée évoluait encore à basse altitude. Ce phénomène correspond à ce que l'on appelle le *flutter aérodynamique*. Celui-ci peut s'avérer particulièrement dangereux car il affecte la **stabilité en vol** et, dans les cas sévères, peut conduire à la **rupture des ailerons** si les matériaux ou la géométrie ne sont pas adaptés.

²⁹. Ce qui est sûrement faux

³⁰. Estimé grâce au temps et à la vitesse indiqués sur le *stabilito*

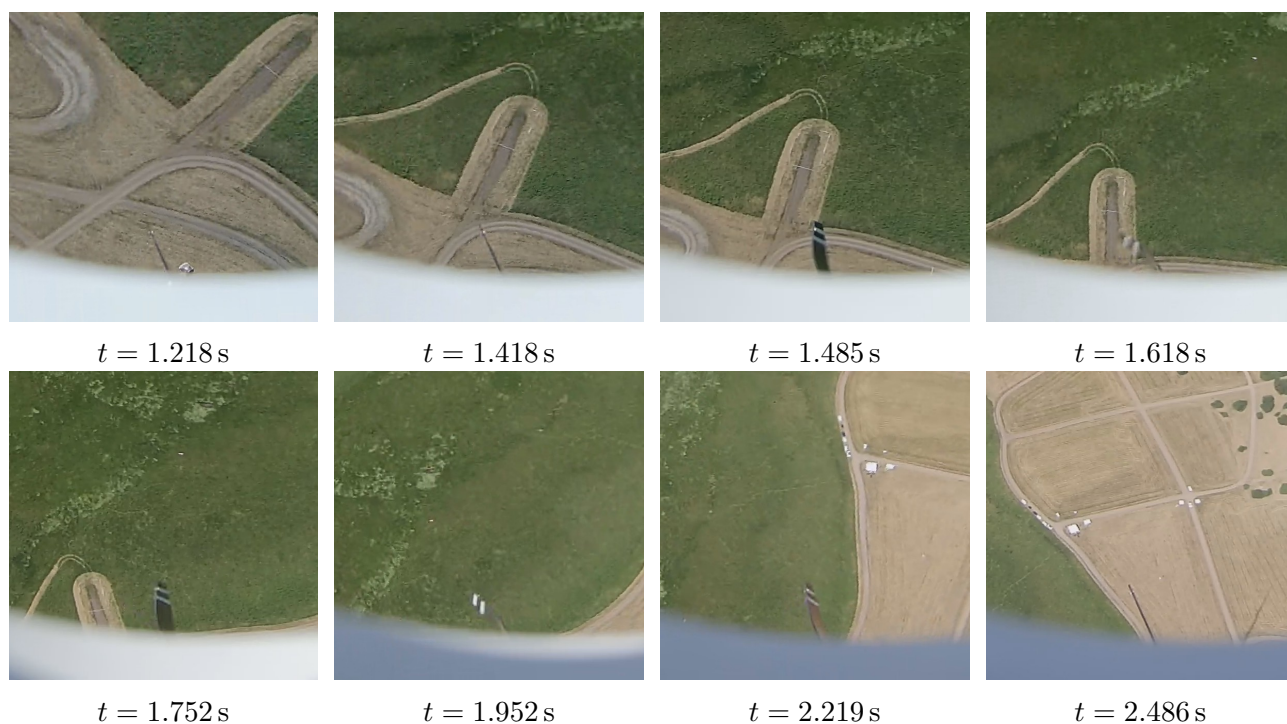


FIGURE 37 – Déformation progressive des ailerons observée en vol (temps annoté).

6.1 Améliorations pour la prochaine itération

Dans cette itération du projet MC4, aucun test de ce type n'a été effectué, ce qui explique que le flutter a été constaté uniquement **post vol** via la vidéo. Pour les futures itérations, il sera essentiel d'intégrer systématiquement :

- un **essai modal au marteau** sur les ailerons,
- une **analyse de flutter** par calculs analytiques,

afin de prédire et de prévenir ce phénomène.

Il est à noter qu'un **code Matlab**, développé par des étudiants en 2019 dans le cadre du projet MC1, aurait pu être utilisé pour anticiper ce phénomène en estimant la vitesse critique de flutter. Le rapport associé est disponible en ligne [1] [2]. Cette démarche, combinée aux essais et calculs proposés, renforcera la fiabilité structurelle et la sécurité de nos futurs fusées.

7 Conclusion et améliorations

MC4 a été lancée et cela marque un nouveau début pour l'association, qui a dû partir de zéro quasiment à cause d'une perte de connaissances. Il est clair qu'il y a des efforts à réaliser sur le côté électronique, mais nous rappelons que la mécanique a été un énorme succès, les contrôleurs nous ayant fait des remarques positives à plusieurs reprises.

MC4 sera utilisé comme base pour la suite des projets de l'association. Nous avons appris beaucoup grâce au CSPACE. Voici quelques pistes d'amélioration pour les futures générations de l'association, entre autres directement pour MC5 et Aetherion. Elles pourront apprendre de nos erreurs.

Généralités

- Simplifier, décomplexifier. Less is more and more is less.
- Avoir un système de trappe verticale pour un accès simplifié à l'électronique
- Avoir une autre trappe pour accès simple aux batteries, pour éviter de démonter le cône pour chaque opération
- Éliminer la présence de composants rares – non disponibles sur Amazon, GoTronic
- Ajouter plusieurs caméras
- Avoir une ligne parachute 2 fois plus longue que le corps de la fusée
- Modifier l'emplacement de l'antenne GPS car aucun lock pendant C'Space
- Bien répartir les tâches pour éviter les monopoles pendant C'Space
- Ne pas aligner la trappe parachute avec les ailerons pour éviter le cassage

Organisation

- Détailler et logger les avancées au fur à mesure pour éviter avoir une tâche trop grande post lancement
- Préparer les vols simulés avant le CSPACE
- Simuler des contrôles

PCB

- Réduire le nombre de MCU
- Éliminer les JST - connexion peu fiable et lente à réaliser
- Limiter l'utilisation de câbles – source potentiel de court-circuit
- Minimiser taille systèmes
- Ajouter un buzzer pour communiquer l'état de la fusée + repérage
- Simplifier électronique
- Isolé toute connexion – borne métallique

Capteurs

- S'assurer que tous capteurs les sont adapté au maxG pour éviter saturation
- Faire attention aux adresses I2C
- Considérer redondance capteurs

Sauvegarde SD

- Concevoir un système de stockage robuste. Avoir double voir triple redondance.
- Ajouter valeur d'accélération + vitesse + position pour chaque axe relevant pour éviter devoir dériver/intégrer numériquement post-vol
- Concevoir un système d'extraction de données simple et rapide. Télémétrie :
- Ajouter temps découlé avec précision allant au millis
- Ajouter valeur d'accélération + vitesse + position pour chaque axe relevant
- S'assurer que nous avons un GPS lock (tester en avance)
- Réaliser de essais en avance (vérification – vol satisfaisant)

Finalement, nous voulons remercier tous nos sponsors, l'équipe du *Fablab* ainsi qu'à J.C. Chassaing pour nous avoir aidés avec ce projet en particulier mais également avec les autres projets de l'association.

Sky is not the limit, it is only the beginning.

Photos du C'Space



La fusée MC-4 installée sur la rampe de lancement.



Une partie de l'équipe Top Aéro devant la rampe de lancement.

Références

- [1] Projet MC1 (2019). *Document de fin de projet*. Disponible : https://www.planete-sciences.org/espace/scae/get_document?id=1545.
- [2] Projet MC2 (2021). *Document de fin de projet*. Disponible : <https://www.planete-sciences.org/espace/scae/doc/2633>.